

ФЕДЕРАЛЬНАЯ СЛУЖБА  
ПО ИНТЕЛЛЕКТУАЛЬНОЙ СОБСТВЕННОСТИ

## (12) ОПИСАНИЕ ИЗОБРЕТЕНИЯ К ПАТЕНТУ

(52) СПК

B60V 3/00 (2022.05); B60V 1/08 (2022.05)

(21)(22) Заявка: 2022106597, 14.03.2022

(24) Дата начала отсчета срока действия патента:  
14.03.2022Дата регистрации:  
22.07.2022

Приоритет(ы):

(22) Дата подачи заявки: 14.03.2022

(45) Опубликовано: 22.07.2022 Бюл. № 21

Адрес для переписки:

298105, Респ. Крым, г. Феодосия,  
Симферопольское ш., 57, кв. 114, Павлов  
Геннадий Алексеевич

(72) Автор(ы):

Павлов Геннадий Алексеевич (RU)

(73) Патентообладатель(и):

Павлов Геннадий Алексеевич (RU)

(56) Список документов, цитированных в отчете  
о поиске: WO 9730886 A1, 28.08.1997. US  
4685641 A, 11.08.1987. US 2004050602 A1,  
18.03.2004. RU 100036 U1, 10.12.2010.

(54) ЭКРАНОПЛАН - "БЕСХВОСТКА"

(57) Реферат:

Изобретение относится к транспортным средствам на динамической воздушной подушке, в частности к экранопланам (ЭП). ЭП выполнен по аэродинамической схеме "составное крыло - бесхвостка" и "катамаранной" гидродинамической схеме. Составное крыло ЭП состоит из центроплана и консолей, пристыкованных к центроплану вдоль его концевых нервюр. Два водоизмещающих поплавка пристыкованы к центроплану снизу вдоль его концевых нервюр. Центроплан снабжен выступающими вверх над его верхней поверхностью бортовыми наплывами, расположенными вдоль его концевых нервюр в корму от горба его S-образного профиля. Консоли пристыкованы к верхним частям кормовых участков бортовых наплывов центроплана и снабжены закрылками, элевонами и вертикальными киями на своих концах. Кормовой конец проекции средней аэродинамической хорды (САХ) консолей на диаметрально плоскость ЭП совпадает с кормовым концом аналогичной проекции САХ

центроплана либо расположен кормовее него. Верхние поверхности левой и правой частей центроплана имеют, каждая, вогнутую в поперечном сечении плавную "ложкообразную" форму с постепенно увеличивающейся, по мере приближения к хвостовой кромке центроплана, глубиной, достигающей в плоскости вращения установленного в этом месте соответствующего воздушного винта (ВВ) величины, равной примерно его радиусу. Сверху каждый ВВ охвачен полукольцевой аркой с традиционным для кольцевых насадок ВВ аэродинамическим профилем и снабжен установленной за ним решеткой управляемых вертикальных рулей направления. Каждый поплавок ЭП выполнен в виде жесткого асимметричного корпуса, снабженного снизу примыкающей к его внешнему борту продольной днищевой лыжей, а также примыкающим к ней, с уступом по высоте, односторонне килеватым остроскулым глиссирующим днищем, снабженным поперечными днищевыми реданами, переходящими на внутренней скуле поплавок в

поперечные бортовые реданы с зареданными полостями, сообщаемыми с зареданными полостями соответствующих днищевых реданов. Система нагнетания сжатого воздуха в подцентропланное пространство ЭП включает как минимум два установленных побортно внутри его центроплана воздушных вентилятора с приводами, каждого, от соответствующего главного двигателя с воздухозаборниками, установленными на соответствующих бортовых

участках верхней поверхности центроплана ЭП, расположенных непосредственно за горбом его S-образного аэродинамического профиля, и выпускными соплами, расположенными на вертикальных стенках поперечных днищевых реданов поплавков. Технический результат изобретения заключается в повышении эксплуатационно-технических характеристик ЭП. 9 з.п. ф-лы, 21 ил.

RU 2 7 7 6 6 3 2 C 1

RU 2 7 7 6 6 3 2 C 1



FEDERAL SERVICE  
FOR INTELLECTUAL PROPERTY

(12) **ABSTRACT OF INVENTION**

(52) CPC

**B60V 3/00 (2022.05); B60V 1/08 (2022.05)**(21)(22) Application: **2022106597, 14.03.2022**(24) Effective date for property rights:  
**14.03.2022**Registration date:  
**22.07.2022**

Priority:

(22) Date of filing: **14.03.2022**(45) Date of publication: **22.07.2022** Bull. № 21

Mail address:

**298105, Resp. Krym, g. Feodosiya, Simferopolskoe  
sh., 57, kv. 114, Pavlov Gennadij Alekseevich**

(72) Inventor(s):

**Pavlov Gennadij Alekseevich (RU)**

(73) Proprietor(s):

**Pavlov Gennadij Alekseevich (RU)**(54) **"TAILLESS" FLARECRAFT**

(57) Abstract:

FIELD: automotive industry.

SUBSTANCE: invention relates to dynamic air cushion vehicles, in particular to flarecraft (FC). The FC is made according to the aerodynamic scheme "composite wing - tailless" and the "catamaran" hydrodynamic scheme. The composite wing of the FC consists of a center section and consoles docked to the center section along its end ribs. Two displacement floats are attached to the center section from below along its end ribs. The center section is provided with side bulges protruding upwards above its upper surface, located along its end ribs aft from the hump of its S-shaped profile. The consoles are docked to the upper parts of the aft sections of the side influxes of the center section and are equipped with flaps, elevons and vertical fins at their ends. The aft end of the projection of the average aerodynamic chord (AAC) of the consoles on the diametrical plane of the FC coincides with the aft end of the similar projection of the AAC of the center section or is located aft of it. The upper surfaces of the left and right parts of the center section have, each, a smooth "spoon-shaped" shape concave in cross section with a gradually increasing depth, as it approaches the tail edge of the center section, reaching in the plane of

rotation of the aerial propeller (AP) installed in this place, approximately equal to its radius. From above, each explosive is covered by a semi-annular arch with an aerodynamic profile traditional for annular explosive nozzles and is equipped with an array of controlled vertical rudders installed behind it. Each float of the FC is made in the form of a rigid asymmetric body, equipped with a longitudinal bottom ski adjoining its outer side, and also adjacent to it, with a ledge in height, a unilaterally keeled sharp-chine gliding bottom, equipped with transverse bottom redans, passing on the inner cheekbone of the float into transverse side steps with interlocked cavities communicating with the interred cavities of the corresponding bottom redans. The system for pumping compressed air into the sub-center section of the FC includes at least two air fans installed side-by-side inside its center section with drives, each from the corresponding main engine with air intakes installed on the corresponding side sections of the upper surface of the FC center section, located directly behind the hump of its S-shaped aerodynamic profile, and outlet nozzles located on the vertical walls of the transverse bottom steps of the floats. The system for pumping compressed air into the sub-center section

of the FC includes at least two air fans installed side-by-side inside its center section with drives, each from the corresponding main engine with air intakes installed on the corresponding side sections of the upper surface of the FC center section, located directly behind the hump of its S-shaped aerodynamic profile, and outlet

nozzles located on the vertical walls of the transverse bottom steps of the floats.  
EFFECT: improving the operational and technical characteristics of the FC.  
10 cl, 21 dwg

R U 2 7 7 6 6 3 2 C 1

R U 2 7 7 6 6 3 2 C 1

Изобретение относится к транспортным средствам на динамической воздушной подушке, в частности к экранопланам (ЭП).

Условные сокращения, использованные в тексте описания изобретения и поясняющих его рисунках:

- 5 ЭП - экраноплан;
- ОП - основная плоскость;
- ОЛ - основная линия;
- ДП - диаметральной плоскость;
- САХ - средняя аэродинамическая хорда;
- 10 СВЛ - стояночная ватерлиния;
- ВВ - воздушный винт;
- ВПУ - взлетно-посадочное устройство.

Ниже приведены известные изобретения, содержащие в различных комбинациях отдельные наиболее важные существенные отличительные признаки, характерные для предлагаемого изобретения.

Известны ЭП [1-5], выполненные по аэродинамической схеме "составное крыло" и "катамаранной" гидродинамической схеме. Их составное крыло образовано центропланом с поплавками или водоизмещающими фюзеляжами вдоль их концевых нервюр, к которым пристыкованы консоли составного крыла. Поплавки или фюзеляжи снабжены установленными в их кормовых частях вертикальным и горизонтальным оперениями. Двигатели ЭП в виде воздушных винтов (ВВ) или вентиляторов, размещенных внутри кольцевых насадок, установлены перед центропланом составного крыла и снабжены устройствами, обеспечивающими возможность управляемого отклонения создаваемых ими воздушных струй полностью или частично в напорно-воздушную камеру под центропланом, ограниченную со стороны бортов погруженными в воду поплавками или фюзеляжами, а с кормы - опущенными вниз закрылком или специальным щитком центроплана. Образующаяся при этом под центропланом динамическая воздушная подушка, уменьшая осадку ЭП, снижает гидродинамическое сопротивление его при старте с воды, чем способствует снижению потребной мощности его энергетической установки.

Перечень недостатков этих ЭП, среди прочих, включает ([6], стр. : 44, 45):

- увеличение, за счет вынесенных относительно далеко вперед двигательных комплексов, длины ЭП, приводящее в процессе эксплуатации к увеличению продольного изгибающего момента, действующего на конструкцию его планера, и, как следствие, к существенному увеличению его массы;
- увеличение аэродинамического сопротивления ЭП за счет сопротивления пилонов, на которых смонтированы его двигательные комплексы, и устройств для отклонения струй двигателей под крыло ЭП;
- недостаточную эффективность энергетической установки ЭП в процессе его взлета из-за неполного торможения и реверса струй его двигателей под центропланом вблизи поплавков;
- смещение центра давления воздуха на центроплан при переходе ЭП с режима поддува на режим околоэкранного полета, что влечет за собой потери мощности его энергетической установки на аэродинамическую балансировку ЭП;
- 45 - а также, пониженная мореходность ЭП из-за относительно низкого расположения перед центропланом его двигателей.

В дополнение к этому следует вспомнить, что известный немецкий авиационный конструктор Александр Липпиш (Alexander Lippisch) на своем весьма удачном ЭП Х-

112 тянущий ВВ горизонтальной тяги расположил в носу фюзеляжа, благодаря чему, по крайней мере, половина отбрасываемой им назад струи была направлена под крыло ЭП. Но, несмотря на то, что испытания аппарата показали достаточно высокую эффективность реализованного им таким образом "поддува", на своем следующем

5 более крупном экспериментальном ЭП Х-113, построенным им в 1972 году, он отказался от этой компоновки в пользу использования толкающего ВВ, расположенного над крылом за кабиной пилота. Аналогичная компоновка в дальнейшем была использована им и во всех его последующих проектах более крупных ЭП. Причина такого решения заключается в его стремлении к повышению мореходности ЭП ([7], стр. 168).

10 Известны аналогичные ЭП [8-10], выполненные по аэродинамической схеме "составное крыло" и "катамаранной" гидродинамической схеме, с движителями в виде ВВ, размещенных внутри кольцевых насадок. Под их центропланом также создают статическую воздушную подушку, ограниченную: со стороны бортов погруженными в воду поплавками, спереди - специальным отклоняемым вниз щитком, а сзади -

15 закрылком центроплана или отклоняемым вниз щитком. Они отличаются тем, что статическую воздушную подушку создают путем отбора с помощью специальных управляемых щитков частей воздушных струй, отбрасываемых назад работающими ВВ горизонтальной тяги ЭП, и направления их с помощью специальных воздухопроводов под его центроплан.

20 Благодаря использованию статической воздушной подушки удается добиться более существенного снижения при взлете указанных ЭП их гидродинамического сопротивления. Однако, из-за значительной потери мощности энергетической установки этих ЭП на развороты частей воздушных струй, создаваемых их движителями, и преодоление увеличившегося, из-за применения дополнительных средств ограждения

25 статической воздушной подушки, их аэродинамического сопротивления, данное взлетно-посадочное устройство (ВПУ) не обеспечило решающего преимущества этих ЭП над приведенными выше.

Все перечисленные выше ЭП относятся к аэродинамической схеме "составное крыло" и "катамаранной" гидродинамической схеме, впервые предложенной для ЭП известным

30 советским авиационным конструктором Р.Л. Бартини и успешно развиваемой в настоящее время его преемником В.В. Колгановым. По мнению автора, эта аэродинамическая схема является наиболее перспективной для дальнейшего развития экранопланостроения.

Известны и другие способы создания воздушной подушки под несущей поверхностью

35 приповерхностного транспортного средства. Так например, известны суда на воздушной подушке [11-13], транспортное средство на динамической воздушной подушке [14] и ЭП [15], которые для удержания статической или динамической воздушной подушки используют вихревую завесу, создаваемую по внешнему контуру соответствующей несущей поверхности аппарата с помощью специальных устройств, образующих

40 вихревые струи воздуха, генерируемые специальными вентиляторами или самими движителями этих аппаратов.

Вихревая завеса не создает значительного аэродинамического сопротивления движению рассматриваемых транспортных средств. Однако использующиеся при этом варианты ВПУ быстроходного транспортного средства оказались достаточно

45 эффективными лишь при относительно малой величине клиренса между самыми нижними элементами конструкции рассматриваемого транспортного средства и подстилающей поверхностью и малоэффективны, например, при взлете малотоннажного ЭП с взволнованной водной поверхности.

Известен способ увеличения подъемной силы крыла, заключающийся в отсосе воздуха с его верхней поверхности через отверстия, которые соединены с компрессором или вентилятором газотурбинного двигателя летательного аппарата и образуют, по существу, входное сечение воздухозаборника этого двигателя [16]. Отверстия могут

5 иметь форму щелей, расположенных в один или несколько рядов. Отсос воздуха с верхней поверхности крыла при работающем двигателе летательного аппарата уменьшает давление воздуха над крылом, чем способствует повышению его подъемной силы.

Известно глиссирующее судно [17] с днищевой выемкой в корпусе для образования

10 в ней в процессе движения искусственной воздушной каверны с целью уменьшения площади смоченной поверхности днища. Со стороны носа корпуса данного судна днищевая выемка ограничена поперечным реданом, в вертикальной стенке которого расположены выпускные отверстия сопел носовых водометных движителей судна и сопло системы нагнетания в днищевую выемку сжатого воздуха для максимального

15 увеличения площади искусственной воздушной каверны. Судно обладает существенно более низким, по сравнению с аналогичными глиссирующими судами, сопротивлением своему движению в воде. Поскольку предлагаемый ЭП при старте с воды проходит режим глиссирования его погруженных в воду поплавков, гидродинамический эффект, достигаемый при эксплуатации рассматриваемого судна, представляет определенный

20 интерес.

Известен экспериментальный ЭП, разработанный и построенный еще в 60-х годах прошлого столетия японской самолетостроительной компанией "Кавасаки" "KAG-3" ([7], стр. : 101, 102 рис. 75) с использованием аэродинамической схемы "бесхвостка" и "катамаранной" гидродинамической схемы. ЭП имел несущее крыло с встроенной в

25 него двухместной кабиной и установленными вдоль его концевых нервюр, в качестве концевых шайб, глиссирующими поплавками с односторонне килево-тыми днищами. В кормовой части крыло ЭП было снабжено консолями, отдельного V-образного хвостового оперения с внешним углом установки к горизонту, равным  $\alpha=35^\circ$ . В качестве энергетической установки на ЭП использовался установленный в корме в диаметральной

30 плоскости (ДП) ЭП подвесной лодочный мотор мощностью 80 л.с, а в качестве движителя - погруженный в воду гребной винт. В процессе околоэкранный полета поплавки ЭП полностью отрывались от воды, но гидравлический винт подвесного лодочного мотора оставался погруженным в воду. ЭП имел следующие основные технические характеристики: полное водоизмещение - 0,69 т, длину - 5,9 м, ширину

35 (вместе с консолями хвостового оперения) - 6,14 м, площадь крыла - 9,6 м<sup>2</sup>, относительное удлинение крыла - 0,75, полезную нагрузку - 150 кг, крейсерскую скорость - 85 км/час.

Известен экспериментальный ЭП "Бе - 1" ("Гидролет") ([18], стр. : 722, 723 рис. 355), разработанный и построенный в СССР примерно в то же время в ОКБ морского самолетостроения Г.М. Бериева, г. Таганрог. ЭП был выполнен по аэродинамической

40 схеме "составное крыло" и "катамаранной" гидродинамической схеме. Составное крыло было образовано центропланом малого относительного удлинения с поплавками, присоединенными к центроплану снизу вдоль их концевых нервюр, к которым были пристыкованы расположенные горизонтально, примерно на том же уровне, что и центроплан, консоли составного крыла, снабженные элеронами и концевыми шайбами.

45 В средней, по ширине, части центроплана располагался фюзеляж с одноместной кабиной пилота, за которой над фюзеляжем был установлен турбореактивный двигатель горизонтальной тяги мощностью 250 л.с. Кормовая оконечность центроплана была снабжена двухкилевым вертикальным оперением. Поплавки были снабжены

подводными крыльями для снижения сопротивления при старте ЭП с воды. Планер ЭП полностью был выполнен из дерева и имел габариты: длину фюзеляжа - 10,4 м и размах крыла - 6 м. В процессе испытаний ЭП была достигнута скорость полета над водой - 160 км/час. По существу, это был первый ЭП, выполненный по аэродинамической

схеме "составное крыло - бесхвостка". Известен экспериментальный экранолет 14М1П [19], созданный в том же ОКБ в 1976 году по идее Р.Л. Бартини путем переделки разработанной им ранее вертикально взлетающей амфибии ВВА-14, которую ему не удалось реализовать в полной мере из-за срыва отечественной промышленностью поставки предназначавшихся для нее главных двигателей. Экранолет также был выполнен по аэродинамической схеме "составное крыло" и "катамаранной" гидродинамической схеме. Составное крыло было образовано центропланом малого относительного удлинения с поплавками, присоединенными к центроплану снизу вдоль их концевых нервюр, к которым также были пристыкованы расположенные горизонтально, примерно на том же уровне, что и центроплан, консоли составного крыла. В средней, по ширине, части центроплана располагался фюзеляж с кабиной для 3-ех человек, за которым над центропланом были установлены два турбореактивных двигателя горизонтальной тяги. Кормовая оконечность центроплана была снабжена горизонтальным и двухкилевым вертикальным оперениями. По бокам удлиненной носовой части фюзеляжа были установлены два "поддувных" турбореактивных двигателя, снабженных системой отклонения газовых струй под центроплан. Экранолет имел длину - 26 м, размах крыла - 30 м, площадь крыла - 21,8 м и взлетную массу - 51,6 т.

Известна опубликованная проработка ([6], стр. : 71-78 рис.: 65-67) трех вариантов крупнотоннажного ЭП водоизмещением: ЭП-1 - 1100 т, ЭП-2 - 1900 т, ЭП-3 - 3500 т, выполненная в ЦКБ по СПК, г. Нижний Новгород, в 80-ых - начале 90-ых годов прошлого столетия в интересах НПО "Энергия" для использования в составе мобильного ракетно-космического комплекса, а также транспортировки различных крупногабаритных грузов на внешней подвеске на большие расстояния. В основе всех трех вариантов ЭП была заложена одна и та же аэрогидродинамическая компоновка, частично перекликающаяся с аэрогидродинамической компоновкой предыдущего аналога. Конструкция ЭП включает в себя: центроплан малого относительного удлинения ( $\lambda=0,6$ ) с корпусами-скегами по бокам, оборудованными снизу эластичными пневмо-баллонами, а в носовых частях - пилонами с установленными на них турбореактивными двигателями энергетической установки. Двигатели ЭП предполагалось снабдить поворотными насадками, направляющими их газовоздушные струи горизонтально на крейсерских режимах полета и наклонно под крыло - на взлетно-посадочных и амфибийных режимах движения. По внешним бортам корпусов-скегов предполагалось установить горизонтально консоли составного крыла, со значительно большим относительным удлинением ( $\lambda=3,5$ ), снабженные концевыми шайбами, также оборудованными снизу эластичными пневмобаллонами. В кормовых частях корпусов-скегов должны быть установлены консоли раздельного V-образного хвостового оперения с внешним углом установки их к горизонту, равным  $\alpha=30^\circ$ . Эти консоли должны быть снабжены рулями высоты. В корпусах-скегах предусматривалось размещение экипажа, оборудования и персонала для обслуживания перевозимой техники. Во внутренних объемах центроплана предусматривалось размещение основной полезной нагрузки. Размещение наиболее крупногабаритного оборудования было предусмотрено на верхней поверхности центроплана.

Известен, разработанный В.В. Колгановым, аналогичный ЭП [20], содержащий



прямое крыло малого относительного удлинения с встроенным в его переднюю часть фюзеляжем, образующее корпус ЭП с присоединенными к нему по бокам аэрогидродинамическими шайбами в виде поплавков катамарана. Жесткие поплавки имеют асимметричную форму с плоским вертикальным внутренним бортом и

5 односторонне килеватым глиссирующим днищем с углом внешней килеватости, увеличивающимся от  $0^\circ$  на транце до  $35^\circ$  у форштевня. Поплавки снабжены также поперечными и продольными реданами. В кормовых частях поплавков установлены пилоны раздельного V-образного хвостового вертикального оперения с внешним углом установки их к горизонту, равным  $\psi_3=35-45^\circ$ , и углом стреловидности по передней

10 кромке их горизонтальных проекций, равным  $\phi_2=24-28^\circ$ . К верхним торцам пилонов V-образно пристыкованы консоли горизонтального оперения с внешним углом установки их к горизонту, равным  $\psi_4=0-15^\circ$ , и углом стреловидности по передней кромке их горизонтальных проекций, равным  $\phi_4=0-25^\circ$ . Носовая часть фюзеляжа снабжена

15 горизонтальным пилоном, на нижней стороне которого установлены турбореактивные или турбовинтовые двигатели единой силовой установки ЭП, обеспечивающие необходимую тягу для крейсерского полета, "поддува" на старте и реверса тяги на посадке. ЭП снабжен устройствами транспортировки и старта ракет с воды, устройствами погрузки и выгрузки различных грузов и колесно-гусеничной техники.

20 С целью устранения упомянутых выше недостатков, присущих приведенным выше ЭП с "поддувом" с помощью вынесенных вперед за центроплан главных двигателей, А.В. Сафроновым - ведущим конструктором ЦКБ по СПК, в начале 90-ых годов была предложена опубликованная им проработка ([6] стр. 81, 82; стр. 64 рис. 63) аналогичного ЭП водоизмещением 5000 т, который кроме увеличенного водоизмещения отличается

25 от вышеприведенных ЭП наличием "вихревого поддува" в соответствии с изобретенным им и уже упомянутым выше ВПУ [11]. Предложенный им ЭП должен быть снабжен шестью стартовыми двухконтурными турбовентиляторными двигателями НК-44 тягой по 40 т каждый, расположенными внутри носовой части центроплана. Выхлопные газы и сжатый воздух от обоих контуров этих двигателей должны быть направлены в сопла

30 расположенных вдоль корпусов-скегов жестких вихревых труб через систему эжекторных смесителей. Эжектирование воздуха было предусмотрено с целью увеличения расхода рабочей среды и снижения температуры подаваемой в вихревые трубы газовоздушной смеси. Полное давление этой смеси должно превышать давление в образуемой за ее счет динамической воздушной подушке, то есть, удельную нагрузку

35 на центроплан. Таким образом, сжатый воздух, в соответствии с предложенным конструктивным решением ВПУ, должен подаваться в динамическую воздушную подушку под центроплан ЭП не спереди, как это предусмотрено во всех вышеприведенных случаях, а с боков центроплана. Боковые струи газовоздушной смеси вихревых труб противоположных бортов центроплана, встречаясь в ДП ЭП

40 тормозят друг друга и вся их кинетическая энергия переходит в давление. Более высокая эффективность такой схемы, по сравнению с традиционным "поддувом" спереди, подтверждена им экспериментально ([6] стр. 21-24, 44-52). Вследствие относительно больших габаритных размеров рассматриваемого ЭП, предложенное ВПУ уже способно было обеспечить ЭП приемлемую мореходность. Благодаря тому, что стартовые

45 двигатели рассматриваемого ЭП полностью убраны в центроплан и снабжены индивидуальными воздухозаборниками, закрывающимися в полете и открывающимися при старте и посадке ЭП, они не создают дополнительного аэродинамического сопротивления. Расположение маршевых двигателей на консолях составного крыла

сверху обеспечивает обдув верхних поверхностей крыльевого профиля консолей, исключая обдув лобовой поверхности носка их профиля, что увеличивает коэффициент подъемной силы консолей при старте и посадке, аналогично самолетам: АН-72 и АН-74. В результате всего этого, в соответствии с расчетами, аэродинамическое качество предложенного им ЭП должно быть равным 20,3 против 16,5 у вышеприведенного ЭП ЭП-3, что при одинаковой целевой нагрузке должно обеспечить ему на 22% большую дальность полета [6].

Предыдущие шесть ЭП приведены здесь по той причине, что они, хотя и не являются, в чистом виде, представителями аэродинамической схемы "составное крыло - бесхвостка" но содержат важные существенные признаки, близкие к существенным признакам предлагаемого ЭП.

Идея летательного аппарата без специального горизонтального оперения, значительно увеличивающего его общее аэродинамическое сопротивление, была "подсказана" самой природой и впервые была реализована еще в начале XX века. Природной аналогией этой схеме является естественный бесхвостый планер-семя тропического растения Дзанония, имеющий симметричную серповидную форму в плане, значительную отрицательную крутку слегка отклоненных вниз законцовок. Такая форма обеспечивает ему естественную аэродинамическую устойчивость. Сорвавшись с ветки, семя планирует на большие расстояния до того, как упадет на землю, где оно пускает корни ([21] стр. 24).

Первый бесхвостый самолет был создан английским авиационным конструктором Д. Данном. Его "самолет-бесхвостка" D.5 ([22] стр. 14, 15 рис. 1.4) свой первый полет совершил в 1910 году. Стреловидное крыло самолета имело прямолинейные очертания и отрицательную крутку вдоль всего размаха. На этом же самолете впервые была реализована конструкция органов управления "бесхвосткой" - с помощью элевонов

Более поздний всплеск интереса к аэродинамической схеме "бесхвостка" совпал с начальным периодом развития реактивной авиации и последовавшей за ним гонкой за скоростью полета новых реактивных самолетов. Если до этого применение аэродинамической схемы "бесхвостка" было обусловлено стремлением к подражанию природе, то на этом новом этапе развития авиации интерес к данной аэродинамической схеме был обусловлен тем, что она обеспечивала самолету минимальное аэродинамическое сопротивление. В 1946 году в Англии фирмой "Де Хевилленд" был построен экспериментальный бесхвостый реактивный самолет DH.108 ([22] стр. 64 рис. 1.27). Он представлял собой одноместный среднеплан с крылом большой стреловидности и центрально расположенным вертикальным оперением. Крыло было снабжено элевонами. Его аэродинамическая компоновка очень похожа на аэродинамическую компоновку предлагаемого ЭП. На этом самолете в 1948 году впервые среди самолетов с турбореактивными двигателями была достигнута в пикировании скорость звука.

Известен способ повышения стартово-посадочных характеристик ЭП, основанный на увеличении подъемной силы крыла ЭП в период его разгона перед отрывом от подстилающей поверхности и в период его посадки на нее с помощью специального ВПУ, успешно испытанного в аэродинамической трубе ЦКБ по СПК, г. Нижний Новгород, в процессе выполнения А.В. Сафроновым исследований по теме "Парус" ([6] стр. 29 рис. 30; стр. 286 рис. 142), ВПУ представляло собой выпускаемое при взлете и посадке и убираемое в полете ЭП дополнительное гибкое крыло большой площади, изготовленное из высокопрочной ткани. Устойчивость гибкого крыла, то есть, отсутствие флагеляции (хлопанья) его полотнища в потоке при больших скоростях движения ЭП, обеспечивалась за счет выполнения передних и задних кромок

своеобразного "горизонтального паруса" в виде "цепных" линий, обеспечивающих равномерное натяжение ткани вдоль хорды гибкого крыла при его натяжении вдоль размаха. Результаты модельных испытаний показали, что крыло оказалось вполне устойчивым в диапазоне углов атаки от  $+5^\circ$  до  $+45^\circ$ . Убирать после завершения взлета

5 ЭП гибкое крыло предполагалось с помощью тросовых расчалок, которые наматывались на барабан лебедки, расположенной внутри фюзеляжа ЭП. При этом средняя часть гибкого крыла облегал фюзеляж ЭП, а бортовые участки прижимались к верхним поверхностям консолей жесткого крыла ЭП. Чтобы горизонтальные участки гибкого крыла в убранном (прижатом) положении не отслаивались от поверхностей  
10 консолей жесткого крыла и не хлопали в процессе полета ЭП, предусматривалось, верхние поверхности консолей крыла дренировать так, чтобы воздух из-под прижатого полотнища отсасывался за счет большого разрежения его на передней кромке крыла ЭП.

Здесь уместно отметить, что описанное выше устройство сильно напоминает  
15 известную фотографию ([6] стр. 30 рис. 31), традиционно висевшую на стене рабочего кабинета выдающегося советского конструктора судов на подводных крыльях и экранопланов Р.Е. Алексеева, на которой запечатлен заключительный этап посадки на воду тяжелого гуся. На ней видны глиссирующие по поверхности воды широко расставленные лапы гуся и полностью раскрытые и расположенные под предельно  
20 большим углом атаки крылья. Кривизна профиля крыла максимальная. Так же, как и в приведенном выше варианте ВПУ, гусь при приводнении в дополнение к гидродинамической подъемной силе поверхностей своих глиссирующих лап предельно увеличивает и аэродинамическую составляющие подъемной силы своего тела.

Суть этой подсказки "матушки природы" в том, что при взлете и посадке необходимо  
25 в дополнение к высокой гидродинамической подъемной силе контактирующих с водой поплавков ЭП добавить максимально возможное повышение аэродинамической подъемной силы его крыла, несмотря на сравнительно невысокую скорость ЭП на данном режиме его движения. Упомянутые выше: "поддув" воздуха или газозооной смеси под центроплан ЭП и своеобразный "горизонтальный парус" А.В. Сафронова,  
30 служат этой цели, но одновременно вносят в конструкцию его планера такие изменения, которые в некоторой степени, снижают достигаемый положительный эффект.

В связи с этим, большой интерес представляет запатентованный еще в 1940 г. американским конструктором Уиллардом Кастером (Willard Custer) экспериментальный самолет с, так называемым, "арочным или канальным крылом" [21, 23, 24]. Конструкция  
35 указанного самолета, среди прочего, включает: фюзеляж; установленные с обеих сторон фюзеляжа с возможностью ограниченного поворота вокруг горизонтальной поперечной оси консоли крыла с традиционным аэродинамическим профилем, а также двигатели и приводимые ими ВВ горизонтальной тяги, установленные на консолях крыла. При этом, участкам консолей крыла, примыкающим непосредственно к фюзеляжу, придана  
40 форма открытых сверху полукольцевых продольных каналов, а соосные им ВВ смонтированы в районе их задних кромок.

Сущность предложенной У. Кастером идеи заключается в том, что при работающих ВВ на внутренних поверхностях полукольцевых каналов крыла, предложенного им самолета, возникает разрежение воздуха, большее, чем, например, на верхних  
45 поверхностях плоских крыльев таких известных своим высоким аэродинамическим качеством отечественных гидросамолетов, как Бе-200 и Бе-103, с турбореактивными двигателями, расположенными сверху-сзади центроплана крыла в непосредственной близости от его задней кромки [25]. Благодаря этому на крыле созданного У. Кастером

самолета возникала значительная подъемная сила даже при отсутствии поступательного движения самолета. Установка крыла, при старте самолета, под несколько увеличенным углом атаки способствовала увеличению этого эффекта, и позволяла ему взлетать при очень коротком разбеге.

5 Однако, в процессе летных испытаний, подтвердивших отличные стартовые характеристики этого самолета, были выявлены некоторые недостатки других его пилотажных качеств, помешавшие широкому применению его изобретения в авиации. Тем не менее, открытый и экспериментально подтвержденный У. Кастером эффект увеличения подъемной силы "арочного крыла", называемый иногда "Эффектом Кастера",  
10 до сих пор находит применения в многочисленных изобретениях современных летательных аппаратов.

В подтверждение этого можно привести патент другого американского изобретателя [26], с приоритетом от 1957 г., на легкий самолет, фюзеляж которого имеет, переходящий в своей хвостовой части в открытый сверху удлиненный канал с полукольцевым  
15 поперечным сечением, внутри которого установлен ВВ горизонтальной тяги. Повышенное разрежение воздуха, образующееся при работающем ВВ этого самолета на верхней поверхности фюзеляжа и внутренней поверхности полукольцевого канала обеспечивают ему в процессе полета повышенное аэродинамическое качество даже при относительно малом размахе его крыла.

20 Более поздним вариантом реализации рассматриваемой идеи У. Кастера может служить запатентованный в 1993-ем году в России легкий самолет [27], состоящий из фюзеляжа, выполненного в виде открытого сверху полукольцевого канала ВВ, сужающегося к своей хвостовой части, на которой установлены вертикальное и горизонтальное оперения. При этом носовая часть фюзеляжа служит центропланом  
25 составного крыла самолета, консоли которого присоединены к его верхним боковым кромкам, соединенным между собой поперечной балкой, на которой в ДП самолета установлен двигатель с ВВ горизонтальной тяги. В этом случае также достигается высокое аэродинамическое качество самолета при относительно малой массе его планера.

30 В настоящее время в Национальном аэрокосмическом агентстве США (NASA) разработана, на основе идей У. Кастера, и проходит экспериментальную проверку концепция [28] компактного городского летающего транспортного средства, снабженного оригинальным канальным крылом спиралевидной конфигурации, внутри которого смонтированы один или два ВВ горизонтальной тяги (ксерокопии фотографий  
35 вариантов транспортного средства прилагаются).

В варианте аппарата с одним ВВ, ось которого расположена в его ДП, задняя кромка нижнего и передняя кромка верхнего участков спиралевидного крыла пересекаются с ДП аппарата в точках, расположенных в плоскости вращения единственного ВВ. В варианте аппарата с двумя ВВ, оси которых расположены по бокам находящегося в  
40 ДП фюзеляжа аппарата, задние кромки нижних и передние кромки верхних участков спиралевидного крыла пересекаются с продольными вертикальными плоскостями, параллельными ДП аппарата и проходящими через оси вращения их ВВ, в точках, расположенных в единой поперечной плоскости вращения обоих ВВ.

Благодаря высокому аэродинамическому качеству спиралевидного крыла и  
45 обусловленной его формой компактности всего аппарата для короткого разбега, взлета и посадки данного личного летающего транспортного средства, вместимостью 1-2 человека, достаточно ширины одной полосы и длины, не более 150-250 футов, или 40-60 м, обычной городской автомобильной магистрали.

В качестве прототипа предлагаемого изобретения выбран ЭП по упомянутому в начале данного обзора изобретению [10].

Целью предлагаемого изобретения является повышение эксплуатационно-технических характеристик ЭП, и в первую очередь, его транспортной эффективности, в основном, за счет повышения аэродинамического качества его планера и снижения его буксировочного сопротивления в режиме разгона при взлете с воды.

Суть изобретения заключается в том, что в известную конструкцию аналогичного ЭП, выполненного по аэродинамической схеме "составное крыло" и "катамаранной" гидродинамической схеме, содержащего: фюзеляж, плавно переходящий в корме в киль с форкилем; составное крыло, состоящее из центроплана и консолей; пристыкованные к центроплану вдоль его концевых нервюр два водоизмещающих поплавка; двигательный движительный комплекс, состоящий из двух расположенных по обеим сторонам фюзеляжа внутри носовой части центроплана главных двигателей, приводящих каждый, расположенный над кормовой частью центроплана соответствующий толкающий ВВ горизонтальной тяги, смонтированный в кольцевой насадке; а также средства создания под центропланом статической воздушной подушки; причем, фюзеляж ЭП частично утоплен в центроплан, а обвод его верхней поверхности в продольном сечении выполнен близким, по характеру, к обводу верхней поверхности центроплана; сам центроплан составного крыла выполнен в виде крыла малого удлинения с S-образным аэродинамическим профилем, с относительно большой длиной средней аэродинамической хорды (САХ) профиля, с отрицательным углом поперечного "V" и углом обратной стреловидности по задней кромке, снабженной закрылком, а также с выступающими вверх над его верхней поверхностью бортовыми наплывами, расположенными вдоль его концевых нервюр в корму от горба его S-образного профиля; консоли составного крыла выполнены в форме крыльев относительно большого удлинения с положительной стреловидностью и положительным углом поперечного V, под которым они пристыкованы к верхним частям бортовых наплывов центроплана на высоте над основной плоскостью (ОП) ЭП, проходящей через основную линию (ОЛ) его поплавков, равной, не менее 0,6 длины САХ консоли, и снабжены закрылками и элевонами; узлы крепления консолей к верхним частям бортовых наплывов центроплана снабжены шарнирами и соответствующими приводами, обеспечивающими возможность их поворота, в поперечном направлении, до их, как минимум, вертикального положения и их фиксации в этом положении; каждый поплавок ЭП выполнен в виде жесткого асимметричного корпуса, снабженного снизу примыкающей к одному из его бортов узкой продольной, плоской, на большей части своей длины, днищевой лыжей, расположенной в ОП ЭП и плавно переходящей в носу поплавок в его наклоненный вперед форштевень, а также примыкающим к упомянутой днищевой лыже, с уступом по высоте, односторонне килеватым, остроскулым, глиссирующим днищем с обводом, в поперечном сечении, типа "крыло чайки", снабженным поперечными днищевыми реданами, простирающимися на всю ширину днища между упомянутыми выше: лыжей и скулой противоположного борта, и переходящими на скуле в поперечные бортовые реданы с зареданными полостями, сообщающимися с зареданными полостями соответствующих днищевых реданов, введены следующие существенные отличительные признаки:

1) днищевая поверхность выступающей вперед за носовую кромку центроплана носовой части фюзеляжа ЭП выполнена килеватой, остроскулой, с отрицательным углом килеватости, равным, примерно, углу килеватости носовой кромки центроплана, и плавным переходом ее килевой линии в линию сечения ДП нижней поверхности

аэродинамического профиля центроплана, а линий ее бортовых скул - в линии продольных сечений нижней поверхности центроплана плоскостями соответствующих бортовых стенок фюзеляжа;

2) верхний продольный контур бортовых наплывов центроплана очерчен кривыми линиями с плавно увеличивающейся высотой над ОП ЭП по мере движения в корму от горба S-образных профилей соответствующих батоксов центроплана; верхние поверхности центроплана составного крыла ЭП в районах, расположенных в корму от "горба" его S-образного аэродинамического профиля, в промежутках между упомянутыми выше бортовыми наплывами центроплана и соответствующими бортовыми стенками фюзеляжа, имеют, каждая, вогнутую, в поперечном сечении, плавную "ложкообразную", близкую к конической, форму с постепенно увеличивающейся, по мере приближения к кормовой кромке центроплана, расположенной перед носовой кромкой его закрылка, шириной и глубиной, достигающей в плоскости вращения установленного в этом месте соответствующего ВВ величины, равной, примерно, его радиусу, причем, поперечная кривизна упомянутой "ложкообразной" поверхности в плоскости вращения ВВ, определяется дугой окружности с центром на оси вращения ВВ и радиусом, превышающим радиус ВВ на минимально допустимую, по технологическим соображениям, величину зазора между крайней точкой ВВ и верхней поверхностью центроплана, выполняющей функцию кольцевой насадки для нижней половины диска ВВ, а продольная кривизна в самом глубоком сечении "ложкообразной" поверхности центроплана продольной плоскостью, параллельной ДП ЭП, проходящей через ось вращения соответствующего ВВ, определяется теоретическим обводом верхней поверхности S-образного аэродинамического профиля центроплана в этом продольном сечении;

3) снабженные аэродинамическими обтекателями шарниры креплений консолей составного крыла к верхним частям соответствующих бортовых наплывов центроплана соединены, в поперечном направлении, между собой и с поперечной переборкой или рамным шпангоутом фюзеляжа проходящей через него силовой горизонтальной балкой, на которой смонтированы втулки ВВ ЭП;

4) функцию кольцевой насадки для верхней половины диска каждого ВВ выполняет полукольцевая арка с традиционным для кольцевых насадок ВВ аэродинамическим профилем, с зазором между ее внутренней поверхностью и крайней точкой ВВ, равным аналогичному зазору крайней точки ВВ с верхней ложкообразной поверхностью центроплана, причем, упомянутая полукольцевая арка соединена своими концами с расположенными выше силовой горизонтальной балки, участками поверхностей бортовой стенки фюзеляжа и соответствующего бортового наплыва центроплана, а ее носовая кромка расположена в непосредственной близости от плоскости вращения ВВ, несколько носовее ее;

5) каждый ВВ ЭП снабжен установленной за ним решеткой управляемых вертикальных рулей направления, шарнирно закрепленных своим верхними концами на верхней поверхности упомянутой выше полукольцевой арки, расположенной над ВВ, а своими нижними концами - на вертикальной стенке поперечного уступа верхней поверхности центроплана, расположенного за плоскостью вращения ВВ;

6) консоли составного крыла ЭП снабжены смонтированными на своих концах вертикальными киями;

7) проекция кормовых концов САХ консолей центроплана на ДП ЭП находится на вертикали, проходящей через конец проекции на ДП ЭП САХ его центроплана, либо кормовее ее;

8) поплавки ЭП пристыкованы к центроплану с его нижней стороны; упомянутая выше узкая продольная днищевая лыжа каждого поплавка примыкает к внешнему, то есть, к дальнему от ДП ЭП борту поплавка, а поперечные днищевые реданы переходят в поперечные бортовые реданы каждого поплавка на его внутренней, то есть, ближней к ДП ЭП днищевой скуле, и не доходят, по высоте, до стояночной ватерлинии (СВЛ) ЭП; внешний борт каждого поплавка также снабжен поперечными бортовыми реданами, заканчивающимися вверху выше уровня СВЛ ЭП, а система нагнетания сжатого воздуха в подцентропланное пространство ЭП включает: как минимум, два установленных побортно внутри его центроплана воздушных вентилятора с приводами, каждого, от соответствующего главного двигателя, с воздухозаборниками, расположенными на торцовых нервюрах центроплана, а также размещенные внутри центроплана и поплавков ЭП ресиверы и воздухопроводы, заканчивающиеся соплами, расположенными на вертикальных стенках поперечных днищевых реданов поплавков, причем, воздухозаборники системы нагнетания сжатого воздуха в подцентропланное пространство ЭП снабжены жалюзи, перекрывающими их при неработающих воздушных вентиляторах;

9) в качестве альтернативного варианта, воздухозаборники воздушных вентиляторов системы нагнетания сжатого воздуха в подцентропланное пространство ЭП могут быть расположены на соответствующих бортовых участках верхней поверхности центроплана ЭП, расположенных непосредственно за горбом его S-образного аэродинамического профиля;

10) при этом, форма S-образного аэродинамического профиля центроплана составного крыла ЭП может характеризоваться следующими геометрическими параметрами: относительной толщиной профиля, равной: 9-15%; относительным отстоянием максимальной толщины профиля от его носка, равным: 0,20-0,25; первой относительной вогнутостью профиля, равной: 4-7% и относительным отстоянием ее максимальной стрелки от носка профиля, равным: 0,20-0,30;

11) при этом, форма S-образного аэродинамического профиля центроплана составного крыла ЭП может характеризоваться следующими дополнительными геометрическими параметрами: второй относительной вогнутостью профиля, равной: (-0,5)-(-1,5)%, и относительным отстоянием ее максимальной стрелки от носка профиля, равным: 0,80-0,90;

12) при этом, центроплан составного крыла ЭП может иметь отрицательный угол поперечного "V" по своей прямолинейной в плане носовой кромке, равный: (-5)-(-10)°, и угол обратной стреловидности по своей кормовой кромке, расположенной в плоскости, параллельной ОП ЭП, равный: (-35)-(-55)°;

13) при этом, положительный угол стреловидности по передней кромке горизонтальных проекций консолей составного крыла ЭП может быть равен: 30-40°;

14) при этом, положительный угол поперечного "V", под которым консоли составного крыла ЭП пристыкованы к верхним частям бортовых наплывов центроплана, может быть равен: 10-15°;

15) при этом, консоли составного крыла ЭП могут быть снабжены отрицательной кривизной их аэродинамического профиля;

16) при этом, линии срываобразующих кромок днищевых и бортовых поперечных реданов, расположенных на внутренней стороне каждого поплавка ЭП, могут быть наклонены, в продольном направлении, в сторону кормы ЭП, если их начала считать в точках их притыкания к днищевой лыже и днищевой скуле внутреннего борта поплавка, соответственно, причем, вертикальная стенка каждого днищевого редана

может иметь Г-образную форму, в плане, с участком, соответствующим полке буквы "Г", примыкающим к внутренней стенке продольной днищевой лыжи поплавка и снабженным упомянутым выше выпускным соплом системы нагнетания сжатого воздуха в подцентропланное пространство ЭП с осью, параллельной срывообразующей кромке соответствующего днищевых редана поплавка;

17) при этом, линии срывообразующих кромок бортовых поперечных реданов, расположенных на внешней стороне каждого поплавка ЭП, могут быть наклонены, в продольном направлении, в сторону носа ЭП, если их начала считать в точках их притыкания к днищевой лыже поплавка;

18) при этом, приводы поворота отдельных секций закрылка центроплана составного крыла ЭП могут быть снабжены средствами демпфирования ударных нагрузок, вызываемых при его движении внешними воздействиями со стороны неровностей подстилающей поверхности;

19) при этом, отдельные секции закрылка центроплана составного крыла ЭП могут быть соединены между собой, по своим торцам, гибкими воздухонепроницаемыми диафрагмами, обеспечивающими отсутствие зазора между ними, открытого для истечения сжатого воздуха из воздушной подушки, образуемой под центропланом даже при некоторых смещениях их между собой по углу поворота, вызванными внешними воздействиями на них в процессе движения ЭП со стороны неровностей подстилающей поверхности, а внутренние борта кормовых частей его поплавков в районах расположения крайних бортовых секций закрылка центроплана могут быть снабжены участками с поверхностью, эквидистантной воображаемой поверхности, ометаемой смежными боковыми торцами соответствующих крайних секций закрылка центроплана, а сами смежные боковые торцы бортовых секций закрылка могут быть снабжены эластичными уплотнительными профилями, обеспечивающими отсутствие зазора между ними и поверхностями внутренних бортов соответствующих поплавков ЭП, открытого для истечения сжатого воздуха из упомянутой выше воздушной подушки;

20) при этом, гибкая воздухонепроницаемая диафрагма, соединяющая соседние секции закрылка, принадлежащие разным бортам центроплана составного крыла ЭП, может иметь форму и размеры, обеспечивающие максимально возможное смещение их между собой, когда одна из этих секций повернута в крайнее нижнее положение, а другая - в крайнее верхнее положение;

21) при этом, по крайней мере, наиболее сложные, по форме, агрегаты или части конструкции планера ЭП могут быть выполнены из полимерного композиционного материала.

Благодаря введению в конструкцию предлагаемого ЭП указанных существенных отличительных признаков обеспечивается достижение следующих важных, для достижения поставленной цели, положительных эффектов.

Наличие комплекса признаков №1 позволяет снизить степень забрызгиваемости нижней поверхности центроплана составного крыла при старте ЭП с взволнованной водной поверхности и, за счет этого, уменьшить сопротивление его движению при разгоне. Это, в свою очередь, позволяет снизить мощность его энергетической установки, необходимую для обеспечения отрыва ЭП от водного экрана, и способствует этим повышению его транспортной эффективности.

Наличие комплекса признаков №2 позволяет повысить аэрогидродинамическое качество ЭП на разгонном режиме его движения. Повышению аэродинамической подъемной силы планера ЭП способствует "ложкообразная" форма верхних поверхностей его центроплана слева и справа от фюзеляжа, приобретающая в районах



расположения ВВ вид соосных им продольных полуконических каналов с радиусом в плоскости вращения ВВ, близким к его радиусу. Такое взаимное расположение ВВ горизонтальной тяги ЭП и охватывающих их снизу верхних поверхностей полукольцевых участков центроплана способствует значительному повышению его подъемной силы, так как, в данном случае, боковые стенки фюзеляжа ЭП и боковые участки "ложкообразных" поверхности его центроплана надежно препятствуют перетеканию воздуха из невозмущенной атмосферы в зону ее разрежения перед ВВ ЭП. Данный положительный эффект дополнительно усиливается благодаря подъему носовых ветвей продольных направляющих "ложкообразных поверхностей" рассматриваемых каналов вверх. Все это практически доказал, как это показано выше [21, 23, 24], американский изобретатель У. Кастер в процессе летных испытаний своих экспериментальных самолетов.

Современные теоретико-экспериментальные исследования [29] показывают, что, применительно к рассматриваемому случаю, близкая к конусообразной форма упомянутой верхней "ложкообразной" поверхности центроплана с расширением в сторону толкающего ВВ горизонтальной тяги, а также положительный угол наклона направляющих этой конусообразной поверхности к направлению полета обеспечивают разрежение воздуха над верхней поверхностью центроплана ЭП существенно большее, чем то, которое обычно возникает при обтекании аналогичного плоского аэродинамического профиля в соответствии с законом Бернулли и, благодаря этому, обеспечивают создаваемую при этом дополнительную подъемную силу, пропорциональную синусу угла наклона оси упомянутой конусообразной поверхности "ложкообразной" выемки.

Особенно важно то, что этот эффект в максимальной степени проявляется на разгонном режиме движения предлагаемого ЭП, когда скорость его движения еще достаточно мала и подъемная сила обычного аэродинамического профиля центроплана недостаточна для того, чтобы существенно уменьшить осадку поплавков, а, следовательно, и гидродинамического сопротивления ЭП. Достигаемое таким образом, за счет "Эффекта Кастера", повышение аэродинамического качества центроплана существенно уменьшает осадку поплавков на разгонном режиме движения ЭП, а, следовательно, и их гидродинамическое сопротивление движению.

Так как именно взлетный режим определяет потребную мощность силовой установки ЭП, это позволяет существенно уменьшить общую мощность и вес главных двигателей ЭП, а также вес запаса топлива для них, и, как следствие, уменьшить полное водоизмещение и стоимость ЭП без ущерба для его тактико-технических характеристик. Это также способствует повышению транспортной эффективности ЭП.

Наличие комплекса признаков №3 обеспечивает передачу внутренних силовых потоков, возникающих в главных силовых связях агрегатов планера ЭП, на конструкцию его фюзеляжа по кратчайшим направлениям. Это способствует минимизации массы планера предлагаемого ЭП, что также способствует повышению его транспортной эффективности.

Наличие комплекса признаков №4 обеспечивает характерное для ВВ, снабженных кольцевыми насадками, существенное (до 20%) увеличение тяги ВВ на разгонном режиме движения ЭП. При этом, благодаря относительно короткому участку хорды профиля верхней полукольцевой насадки каждого ВВ, выступающему вперед за плоскость его вращения, это достигается без существенного ущерба упомянутому выше "Эффекту Кастера", обеспечиваемому "ложкообразной" формой открытой сверху верхней поверхности центроплана ЭП перед плоскостью вращения ВВ.

Кроме этого, наличие полностью замкнутых колец вокруг ВВ ЭП способствует снижению их шумности, повышению безопасности в процессе эксплуатации ЭП, а также обеспечивает возможность монтажа за ВВ решетки вертикальных рулей направления. Все это способствует повышению эксплуатационно-технических характеристик ЭП.

5 Наличие комплекса признаков №5 позволяет, за счет возможности управления вектором тяги ВВ ЭП, обеспечить приемлемую степень управляемости ЭП по курсу при его движении в водоизмещающем режиме в процессе его разгона, при недостаточной, при этой скорости движения, эффективности основного руля, установленного за килем, а также максимальное повышение, при необходимости, управляемости ЭП по курсу в  
10 процессе околоэкранного полета за счет совместного использования основного руля и вертикальных рулей, установленных за ВВ ЭП. Это способствует повышению эксплуатационно-технических характеристик ЭП.

Наличие признака №6 позволяет обеспечить необходимую путевую устойчивость ЭП. Установка вертикальных килей на концах консолей составного крыла  
15 предлагаемого ЭП, выполненного по аэродинамической схеме "бесхвостка", позволяет компенсировать недостаточную величину стабилизирующего момента, возникающего в полете на основном руле направления, смонтированном за основным килем ЭП.

Это также способствует повышению эксплуатационно-технических характеристик ЭП, так как необходимая путевая устойчивость обеспечивается при относительно  
20 меньших габаритах и массе планера ЭП и, соответственно, меньшем его аэродинамическом сопротивлении.

Кроме этого, вертикальные кили, выполняя функцию концевых шайб, предотвращают перетекание воздуха на концах консолей составного крыла ЭП из зоны повышенного давления воздуха под ними в зону разрежения воздуха над ними и, тем самым,  
25 способствуют повышению аэродинамического качества консолей составного крыла ЭП, что также способствует повышению эксплуатационно-технических характеристик ЭП.

Наличие признака №7 обеспечивает характерное для летательных аппаратов аэродинамической схемы "бесхвостка" совмещение в одном агрегате планера функции  
30 его основного крыла с функцией его горизонтального оперения. В данном случае, предельно смещенные в корму консоли составного крыла ЭП, с одной стороны, максимально "оттягивая" в корму его фокус по углу атаки и увеличивая, тем самым, расстояние между ним и предельно смещенным в нос, за счет S-образности профиля центроплана, его фокусом по высоте над экраном, обеспечивают составному крылу  
35 ЭП надежную продольную апериодическую устойчивость при полете вблизи экрана, а, с другой стороны, с помощью элевонов, способных выполнять функцию рулей высоты, обеспечивают составному крылу ЭП приемлемую управляемость при полете вне экрана. Это, за счет существенного снижения аэродинамического сопротивления планера ЭП способствует повышению его транспортной эффективности.

40 Наличие комплекса признаков №8 позволяет, за счет использования части мощности главных двигателей ЭП, при его старте с воды, направить сжатый атмосферный воздух под днища его поплавков за днищевые поперечные реданы. Оттуда он поступает за соответствующие поперечные реданы внутренних бортов поплавков. Таким образом, в указанных зареданных объемах в начале разгона ЭП создается давление воздуха,  
45 выше атмосферного на величину веса столба воды высотой, равной глубине погружения ниже действующей ватерлинии верхних точек бортовых реданов внутренних бортов. Благодаря этому, за упомянутыми реданами образуются искусственные воздушные каверны, имеющие длину, большую, чем естественные каверны, образующиеся за

реданами обычных глиссирующих катеров. Естественные каверны, образующиеся за бортовыми реданами внешних бортов поплавков непосредственно за счет атмосферного воздуха, поскольку их вершины расположены выше действующей ватерлинии поплавков, обеспечивают дополнительное уменьшение общей площади смоченной поверхности поплавков. Если учесть, что сопротивление трения о воду является основной составляющей общего сопротивления движению в воде глиссирующих корпусов при высоких значениях числа Фруда ([30], стр. 233 фиг. 5.1), то приведенные здесь признаки позволяют существенно снизить гидродинамическое сопротивление планера ЭП на разгонном режиме его движения. А если учесть, что, как было показано выше, именно этот режим движения ЭП является определяющим при определении необходимой мощности его энергетической установки, то все это также способствует, в конечном итоге, повышению транспортной эффективности предлагаемого ЭП.

Жалюзи, перекрывающие воздухозаборники воздушных вентиляторов системы нагнетания сжатого воздуха в подцентропланное пространство ЭП, исключают неблагоприятное воздействие рассматриваемой системы, когда она не используется, на аэродинамику ЭП в процессе его крейсерского полета, обеспечивая, тем самым, отсутствие каких-либо дополнительных потерь энергии силовой установки ЭП.

Наличие признака №9, благодаря отсосу пограничного слоя с верхней поверхности центроплана составного крыла ЭП и нагнетанию его под центроплан, обеспечивает дополнительное существенное увеличение подъемной силы центроплана составного крыла при движении ЭП в водоизмещающем режиме, что позволяет существенно снизить гидродинамическое сопротивление планера ЭП на разгонном режиме его движения. Это также способствует снижению потребной мощности энергетической установки ЭП и, в конечном итоге, дополнительному повышению его транспортной эффективности.

Наличие комплекса признаков №10 обеспечивает существенное повышение аэродинамического качества центроплана составного крыла ЭП в полете над экраном ([17], стр. 47; [30], стр. : 16, 17, рис. 4), а также максимальное смещение положений обоих его аэродинамических фокусов к носку его САХ. Исследования показали, что аэродинамический фокус по углу атаки центроплана, при этом, находится впереди аэродинамического фокуса центроплана по высоте над экраном, но расстояние между ними имеет минимальную величину ([32], стр. 10, рис. 6) и, при этом, их положение относительно САХ центроплана практически не зависит от относительной высоты полета ЭП над опорной поверхностью ([32], стр. : 8, 9, рис. 4), что существенно упрощает пилотирование ЭП при его переходе от полета над экраном к полету вне экрана.

Наличие комплекса признаков №11 обеспечивает дополнительное существенное повышение аэродинамического качества центроплана составного крыла ЭП в полете вблизи экрана ([31], стр. 18, рис. 8) и значительное смещение его аэродинамического фокуса по высоте над экраном ( $\overline{X_{F\bar{h}}}$ ) вперед при некотором смещении его аэродинамического фокуса по углу атаки ( $\overline{X_{F\alpha}}$ ) назад, благодаря чему аэродинамический фокус центроплана по высоте над экраном, оказывается впереди аэродинамического фокуса центроплана по углу атаки. Это делает возможным, в принципе, выполнение главного требования ([33], стр. 68) при обеспечении продольной апериодической устойчивости ЭП при полете вблизи экрана, определенного известным выражением

$$\overline{X_{F\bar{h}}} - \overline{X_{F\alpha}} < 0$$

даже без применения консолей составного крыла ([31], стр. 19, 20, рис. 11; [32], стр. 10, 11, рис. 7). Использование составного крыла в аэродинамической компоновке предлагаемого ЭП позволяет лишь значительно расширить диапазон допустимых центровок при эксплуатации ЭП без ущерба для его продольной устойчивости. Это также способствует повышению его эксплуатационно-технических характеристик.

Наличие комплекса признаков №12, при условии правильного выбора величины исходного угла атаки центроплана, обеспечивает максимальную эффективность приведенных выше комплексов признаков №9 и №10 на обеспечение высокого аэродинамического качества центроплана и высокой продольной устойчивости ЭП при полете как вблизи, так и вне экрана. При этом, большее, по абсолютной величине, значение угла поперечного  $V$  носовой кромки центроплана соответствует большему, по абсолютной величине, значению угла стреловидности его кормовой кромки.

Наличие признака №13 обеспечивает приемлемый компромисс между достигаемыми, за счет выбранного угла стреловидности консолей составного крыла, величиной аэродинамического качества самих консолей и их влиянием на величину смещения в корму фокуса всего составного крыла ЭП по углу атаки. Это также способствует повышению его эксплуатационно-технических характеристик.

Наличие признака №14 обеспечивает оптимальное соотношение между достигаемыми, за счет угла поперечного  $V$  консолей составного крыла, достаточно высокими параметрами поперечной устойчивости, маневренности и мореходности ЭП, с одной стороны, и приемлемым аэродинамическим качеством консолей составного крыла, обеспечивающим, как показано выше, продольную статическую устойчивость ЭП.

Наличие признака №15, за счет придания концам консолей центроплана уменьшенного исходного угла атаки по сравнению с углом атаки большей части их размаха, позволяет использовать их в качестве горизонтального оперения, использующегося при традиционной самолетной аэродинамической схеме. Это, при необходимости, может повысить продольную статическую устойчивость ЭП.

Наличие комплекса признаков №16 позволяет, дополнительно к эффекту, достигаемому за счет применения комплекса признаков №8, снизить сопротивление ЭП на разгонном участке его движения. Благодаря тому, что срываобразующие кромки днищевых и бортовых поперечных реданов, расположенных на внутренней стороне каждого поплавка ЭП, наклонены, в продольном направлении, в сторону кормы ЭП, струи сжатого вентилятором воздуха проходят в воде за реданами прежде, чем они вырвутся в подцентропланное пространство, более длинный путь, чем они проходили бы, если бы срываобразующие кромки были перпендикулярны ДП ЭП. На это требуется большее время. За это дополнительное время сжатый воздух достигает большей степени расширения и обеспечивает образование за реданами искусственных каверн с большей площадью. Этому способствует также и то, что продольная составляющая вектора движения сжатого воздуха за реданами поплавков совпадает с направлением движения водяных струй, обтекающих соответствующие поверхности поплавков, что также способствует снижению сопротивления движению поплавков ЭП в воде.

Положительное влияние упомянутых выше струй сжатого вентилятором воздуха на снижение сопротивления ЭП на разгонном участке его движения не заканчивается полностью после отрыва его поплавков от поверхности воды. Если учесть, что односторонне килеватое днище каждого поплавка имеет вогнутую форму типа "крыла чайки", то вышедшая из-под днища поплавок в подцентропланное пространство упомянутая выше струя сжатого воздуха, почти горизонтально направленная внутрь под-центропланного пространства. Там она встречается с соответствующей струей

сжатого воздуха, вышедшей из-под днища поплавок противоположного борта центроплана, а также со сжатым воздухом, находящимся под центропланом под повышенным давлением динамической воздушной подушки, созданной набегающим потоком атмосферного воздуха. При этом все встречные струи сжатого воздуха тормозят друг друга и их кинетическая энергия переходит в статическую энергию давления сжатого воздуха, продолжающую поддерживать ЭП на некоторой достигнутой высоте парения над опорной поверхностью, несмотря на уже возникший зазор между опорной поверхностью и плоскими днищевыми лыжам поплавков центроплана.

Все это также способствует повышению гидродинамического качества ЭП, а, следовательно, и повышению его транспортной эффективности.

Наличие признака №17 позволяет, дополнительно к эффекту, достигаемому за счет применения комплекса признаков №16, снизить сопротивление ЭП на разгонном участке его движения. Поскольку в зареданные полости поперечных реданов внешних бортов поплавков ЭП атмосферный воздух поступает сверху, то наклон их срываобразующих кромок именно в нос обеспечивает совпадение продольной составляющей вектора движения атмосферного воздуха за реданами поплавков с направлением движения водяных струй, обтекающих бортовые поверхности поплавков. Это, как показано выше, способствует образованию каверн большей площади и, следовательно, повышению гидродинамического качества ЭП, а, следовательно, и повышению его транспортной эффективности.

Наличие комплекса признаков №18 позволяет существенно снизить величину внешних сил, воздействующих на закрылок центроплана составного крыла ЭП со стороны неровностей подстилающей поверхности в процессе его разгона, что позволяет снизить массу планера ЭП и способствует этим повышению его транспортной эффективности.

Наличие комплекса признаков №: 19 позволяет существенно снизить необходимый расход сжатого воздуха, подаваемого в воздушную подушку под центропланом составного крыла ЭП в процессе его разгона, что позволяет снизить мощность его энергетической установки, необходимую для обеспечения отрыва ЭП от экрана и способствует этим повышению его транспортной эффективности.

Наличие признака №20 позволяет, кроме указанного выше, использовать закрылок центроплана, дополнительно к основному рулю направления ЭП и вертикальным рулям, установленным за ВВ ЭП, для управления движением ЭП в водоизмещающем режиме при его маневрировании в стесненных условиях, например, в акватории порта. Это способствует повышению его эксплуатационно-технических характеристик.

Наличие признака №21 позволяет существенно повысить технологичность конструкции планера предлагаемого ЭП, а также повысить аэродинамическое и гидродинамическое качества его наружных поверхностей, а также коррозионную стойкость его конструкции, что способствует повышению эксплуатационно-технических характеристик ЭП.

Конструкция предлагаемого ЭП проиллюстрирована на примере проработки пассажирского ЭП со следующими техническими характеристиками:

Длина габаритная - 12,00 м;

Размах составного крыла - 13,00 м;

Общая площадь составного крыла - 51 м<sup>2</sup>;

Высота габаритная - 4,60 м;

Максимальный взлетный вес - 4 т;

Мощность энергетической установки - 2 × 220 л.с;

Экипаж-2 чел.;

Пассажировместимость - 12 чел.

Приведенные изображения ЭП содержат:

фиг. 1 - боковой вид ЭП;

фиг. 2 - вид на ЭП сверху;

5 фиг. 3 - сеч. А-А, на фиг. 2;

фиг. 4 - сеч. Б-Б, на фиг. 2;

фиг. 5 - сеч. В-В, на фиг. 2;

фиг. 6 - вид на ЭП спереди;

фиг. 7 - вид на ЭП сзади;

10 фиг. 8 - аэродинамический профиль центроплана ЭП;

фиг. 9 - продольный разрез ЭП;

фиг. 10 - вид на ЭП сверху без верхней поверхности фюзеляжа;

фиг. 11 - разрез Г-Г, на фиг. 10;

15 фиг. 12 - разрез Д-Д, на фиг. 2, на котором участки днищ и внутренних бортов поплавков за их днищевыми и бортовыми реданами, замываемые водой в процессе глиссирования ЭП, заштрихованы точками;

фиг. 13 - вид на ЭП снизу, на котором участки днищ поплавков за их днищевыми реданами, замываемые водой в процессе глиссирования ЭП, заштрихованы точками;

фиг. 14 - сеч. Е-Е, на фиг. 13;

20 фиг. 15 - сеч. Ж-Ж, на фиг. 13;

фиг. 16 - сеч. И-И, на фиг. 13;

фиг. 17 - сеч. К-К, на фиг. 13;

фиг. 18 - разрез Л-Л, на фиг. 12;

фиг. 19 - альтернативный вариант привода ВВ ЭП, изображенного на фиг. 12;

25 фиг. 20 - теоретический чертеж "ложкообразного" участка верхней поверхности центроплана ЭП (в эскизном исполнении), на котором пунктирными линиями показана исходная форма теоретической поверхности центроплана, а сплошными линиями - практическая поверхность "ложкообразной" выемки на верхней поверхности центроплана предлагаемого ЭП;

30 фиг. 21 - условная диаграмма, на которой изображены кривые составляющих сопротивления движению и тяги двигателей ЭП, где:  $P_p$  ( $N_p$ ) - располагаемая тяга (мощность) энергетической установки ЭП;  $R$  - суммарное аэрогидродинамическое сопротивление ЭП;  $W$  - гидродинамическое сопротивление ЭП;  $Q$  - аэродинамическое сопротивление ЭП;  $v$  - скорость движения ЭП;  $\eta$  - величина аэрогидродинамического сопротивления на "горбе" его кривой;  $\eta$  - величина избытка тяги (мощности) энергетической установки ЭП на "горбе" кривой его сопротивления; I - режим плавания ЭП; II - режим глиссирования ЭП; III - точка преодоления "горба" сопротивления ЭП; IV - точка отрыва ЭП от воды; V - околоэкранный полет ЭП.

40 При этом, величины, обозначенные соответствующими символами без штриха, относятся к предлагаемому ЭП, а аналогичные величины, обозначенные соответствующими символами со штрихом сверху, относятся к прототипу.

Величина  $\Delta P_p$  ( $N_p$ ) - разница в необходимой тяге (мощности) энергетической установки предлагаемого ЭП и его прототипа.

45 На приведенных чертежах приняты следующие обозначения:

1 - фюзеляж;

2 - киль;

3 - форкиль;

- 4 - аэродинамический руль направления;
- 5 - центроплан;
- 6 - консоль центроплана;
- 7 - концевая нервюра центроплана;
- 5 8 - задняя кромка центроплана перед его закрылком;
- 9 - закрылок центроплана;
- 10 - кормовая кромка закрылка центроплана;
- 11 - поплавков;
- 12 - бортовой наплыв центроплана;
- 10 13 - "горб" S-образного аэродинамического профиля центроплана;
- 14 - закрылок консоли центроплана;
- 15 - элевон консоли центроплана;
- 16 - вертикальный киль консоли центроплана;
- 17 - кормовой конец САХ консоли центроплана;
- 15 18 - кормовой конец САХ центроплана;
- 19 - шарнир, соединяющий консоль с центропланом;
- 20 - главный двигатель ЭП;
- 21 - ВВ ЭП;
- 22 - центробежный вентилятор;
- 20 23 - гребной вал;
- 24 - угловая зубчатая передача;
- 25 - карданный вал;
- 26 - шарнир равных угловых скоростей;
- 27 - клиноременная передача;
- 25 28 - жалюзи воздухозаборника вентилятора;
- 29 - ресивер;
- 30 - воздуховод;
- 31 - выпускное сопло;
- 32 - днищевая поверхность носовой части фюзеляжа;
- 30 33 - килевая линия носовой части фюзеляжа;
- 34 - бортовая скула носовой части фюзеляжа;
- 35 - бортовая стенка фюзеляжа;
- 36 - линии верхнего продольного контура бортового наплыва центроплана;
- 37 - линия сечения "ложкообразной" поверхности центроплана плоскостью вращения
- 35 ВВ;
- 38 - ось вращения ВВ;
- 39 - линия сечения "ложкообразной" поверхности центроплана вертикальной плоскостью, параллельной ДП и проходящей через ось вращения ВВ;
- 40 - обтекатель шарнира крепления консоли к центроплану;
- 40 41 - силовая горизонтальная балка;
- 42 - втулка ВВ;
- 43 - полукольцевая арка ВВ;
- 44 - аэродинамический руль направления за ВВ;
- 45 - вертикальная стенка поперечного уступа верхней поверхности центроплана за
- 45 ВВ;
- 46 - внешний борт поплавок;
- 47 - днищевая лыжа поплавок;
- 48 - форштевень поплавок;

- 49 - оковка днищевой лыжи и форштевня поплавка;  
 50 - днище поплавка;  
 51 - днищевой поперечный редан поплавка;  
 52 - днищевая скула внутреннего борта поплавка;  
 53 - внутренний борт поплавка;  
 54 - поперечный бортовой редан внутреннего борта поплавка;  
 55 - поперечный бортовой редан внешнего борта поплавка;  
 56 - участок вертикальной стенки днищевое поперечного редана поплавка, соответствующий полке буквы "Г" его Г-образной срывающей кромки;  
 57 - гибкая воздухопроницаемая диафрагма, соединяющая смежные секции закрылка центроплана, относящиеся к одному из его бортов;  
 58 - участок наружной поверхности внутреннего борта поплавка, эквидистантный воображаемой поверхности, описываемой смежной торцевой стенкой крайней секции закрылка центроплана в процессе его отклонения вниз;  
 59 - эластичный уплотнительный профиль;  
 60 - гибкая воздухопроницаемая диафрагма, соединяющая смежные секции закрылка центроплана, относящиеся к его разным бортам;  
 61 - привальный брус поплавка;  
 62 - причал;  
 63 - сходня;  
 64 - грунт;  
 65 - откидная объемная секция с трапом;  
 66 - шарнир, соединяющий откидную объемную секцию с центропланом;  
 67 - ступенчатое дно ниши в центроплане для откидной объемной секции с трапом;  
 68 - входная дверь в пассажирский салон ЭП.

Предлагаемый ЭП выполнен по аэродинамической схеме "составное крыло - бесхвостка" и "катамаранной" гидродинамической схеме. ЭП содержит фюзеляж 1, плавно переходящий в корме в киль 2 с форкилем 3 и рулем направления 4. Составное крыло ЭП состоит из центроплана 5 и двух консолей 6, пристыкованных к центроплану 5 вдоль его концевых нервюр 7. Центроплан 5 составного крыла выполнен в виде крыла малого относительного удлинения с S-образным аэродинамическим профилем (см. фиг. 8), с отрицательным углом поперечного "V" (см. фиг. 6) и углом обратной стреловидности по задней кромке 8, снабженной закрылком 9 (см. фиг.: 2; 10; 13).

Форма S-образного аэродинамического профиля центроплана 5 характеризуется следующими геометрическими параметрами (см. фиг. 8): относительной толщиной профиля, равной:  $C_{\max}/b = 15\%$ ; относительным отстоянием максимальной толщины профиля от его носка, равным:  $x_c/b = 0,22$ ; первой относительной вогнутостью профиля, равной:  $f_{1\max}/b = 7\%$ ; относительным отстоянием ее максимальной стрелки от носка профиля, равным:  $x_{f_1}/b = 0,25$ ; второй относительной вогнутостью профиля, равной:  $f_{2\max}/b = -1\%$  и относительным отстоянием ее максимальной стрелки от носка профиля, равным:  $x_{f_2}/b = 0,85$ .

Центроплан 5 составного крыла имеет отрицательный угол поперечного "V" по своей



прямолинейной, в плане, носовой кромке (см. фиг. 6), равный:  $-7^\circ$ , и угол обратной стреловидности по кормовой кромке 10 своего закрылка 9, расположенной в плоскости, параллельной ОП ЭП (см. фиг.: 2; 10; 13), равный:  $-45^\circ$ .

5 Фюзеляж 1 ЭП частично утоплен в центроплан 5, а обвод его верхней поверхности, в продольном сечении, выполнен близким, по характеру, к обводу верхней поверхности центроплана 5. Снизу к центроплану 5 вдоль его концевых нервюр 7 пристыкованы два водоизмещающих поплавка 11. Сверху центроплан 5 снабжен выступающими вверх над его верхней поверхностью бортовыми наплывами 12 (см. фиг.: 1; 2; 6; 7), расположенными вдоль его концевых нервюр 7 в корму от горба 13 его S-образного  
10 аэродинамического профиля.

Консоли 6 составного крыла ЭП выполнены в форме крыльев существенно большего, чем центроплан 5, относительного удлинения с положительным углом стреловидности по передней кромке своих горизонтальных проекций, равным  $37^\circ$  (см. фиг.: 2; 10; 13) и положительным углом поперечного "V", равным  $15^\circ$  (см. фиг.: 6; 7), под которым они  
15 пристыкованы к верхним частям бортовых наплывов 12 центроплана 5 на высоте над ОП ЭП, проходящей через ОЛ его поплавков 11, равной, не менее 0,6 длины САХ консоли 6, и снабжены закрылками 14 и элевонами 15, а также смонтированными на своих концах (см. фиг.: 6; 7) вертикальными киями 16. Кормовые концы 17 САХ консолей 5 центроплана 4 находятся, по длине планера ЭП (см. фиг. 2), позади кормового  
20 конца 18 САХ самого центроплана 4 с закрылком 8.

Узлы крепления консолей 6 составного крыла к верхним частям бортовых наплывов 12 центроплана 5 снабжены шарнирами 19 (см. фиг.: 6; 7) и соответствующими приводами, обеспечивающими возможность их поворота, в поперечном направлении, до их, как минимум, вертикального положения и их фиксации в этом положении.

25 Двигательно-движительный комплекс ЭП состоит (см. фиг.: 2; 12; 18; 19) из двух расположенных по обеим сторонам фюзеляжа 1 внутри носовой части центроплана 5 главных двигателей 20, приводящих каждый, расположенный над кормовой частью центроплана 5 соответствующий толкающий ВВ 21 горизонтальной тяги и центробежный вентилятор 22 системы нагнетания сжатого воздуха под центроплан 5 ЭП.

30 Предлагаемый комплекс может быть реализован в двух вариантах. Первый вариант (см. фиг.: 2; 12; 18) предусматривает использование гребного вала 23 и угловой зубчатой передачи 24 для привода центробежного вентилятора 22, а также карданного вала 25 и специальных шарниров равных угловых скоростей 26 для привода ВВ 21. Вторым вариантом (см. фиг.: 18; 19) отличается тем, что привод ВВ 21 осуществляется  
35 непосредственно от продленного до самого ВВ 21 гребного вала 23 и клино-ременной передачи 27.

Система нагнетания сжатого воздуха под центроплан 5 ЭП кроме упомянутых центробежных вентиляторов 22 включает (см. фиг.: 2; 12; 13; 18; 19) их воздухозаборники, снабженные поворотными жалюзями 28, перекрывающими входные отверстия  
40 вентиляторов 22, когда они отключены, а также расположенные внутри центроплана 5 ресиверы 29 и воздухопроводы 30, соединяющие их с расположенными на днищах поплавков 10 выпускными соплами 31, подающими сжатый воздух под центроплан 5 ЭП.

Днищевая поверхность 32 выступающей вперед за носовую кромку центроплана 5 носовой части фюзеляжа 1 ЭП выполнена (см. фиг. 6) килеватой, остроскулой, с отрицательным углом килеватости, равным примерно углу килеватости носовой кромки центроплана 5, и плавным переходом (см. фиг. 9) ее килевой линии 33 в линию сечения ДП нижней поверхности аэродинамического профиля центроплана 5, а линий ее

бортовых скул 34 - в линии продольных сечений нижней поверхности центроплана 5 плоскостями соответствующих бортовых стенок 35 фюзеляжа 1 (см. фиг.: 6; 9; 13).

Верхний продольный контур бортовых наплывов 12 центроплана 5 очерчен кривыми линиями 36 (см. фиг.: 1; 206) с плавно увеличивающейся высотой над ОП ЭП по мере движения в корму от горба 13 S-образных профилей соответствующих батоксов центроплана 5. Верхние поверхности центроплана 5 составного крыла в районах, расположенных в корму от "горба" 13 его S-образного аэродинамического профиля, в промежутках между упомянутыми выше бортовыми наплывами 12 центроплана 5 и соответствующими бортовыми стенками 35 фюзеляжа 1, имеют (см. фиг.: 2; 7; 20), каждая, вогнутую, в поперечном сечении, плавную "ложкообразную" форму с постепенно увеличивающейся, по мере приближения к кормовой кромке 8 центроплана 5, расположенной перед носовой кромкой его закрылка 9, шириной и глубиной, достигающей в плоскости вращения установленного в этом месте соответствующего ВВ 21 величины, равной, примерно, его радиусу.

При этом, поперечная кривизна упомянутой "ложкообразной" поверхности в плоскости вращения ВВ 21, определяется дугой окружности 37 с центром на оси вращения 38 ВВ 21 и радиусом, превышающим радиус ВВ 21 на минимально допустимую, по технологическим соображениям, величину зазора между крайней точкой ВВ 21 и верхней поверхностью центроплана 5, выполняющей функцию кольцевой насадки для нижней половины диска ВВ 21. Продольная кривизна в самом глубоком сечении "ложкообразной" поверхности центроплана 5 продольной плоскостью, параллельной ДП ЭП и проходящей через ось вращения 38 соответствующего ВВ 21, определяется линией 39 (см. фиг. 206) теоретического обвода верхней поверхности S-образного аэродинамического профиля центроплана 5 в этом продольном сечении. А линии теоретических шпангоутов рассматриваемой "ложкообразной" поверхности непосредственно перед соответствующим ВВ 21, то есть, в промежутке, по длине центроплана 5, между теоретическими шпангоутами: 2 и 5,5 (см. фиг. 20а) имеют форму, близкую к эллипсам с их большими осями, наклоненными к горизонту под переменным острым углом. При этом, величина указанного угла плавно увеличивается от 0° на 5-ом теоретическом шпангоуте до величины угла наклона к горизонту почти прямой линии 2-ого теоретического шпангоута верхней поверхности центроплана 5 ЭП.

Снабженные аэродинамическими обтекателями 40 шарниры 19 креплений консолей 5 составного крыла к верхним частям соответствующих бортовых наплывов 12 центроплана 5 соединены, в поперечном направлении, между собой и с поперечной переборкой или рамным шпангоутом фюзеляжа 1 проходящей через него силовой горизонтальной балкой 41 (см. фиг.: 9; 10), на которой смонтированы втулки 42 ВВ 20 ЭП.

Функцию кольцевой насадки для верхней половины диска каждого ВВ 21 выполняет полукольцевая арка 43 с традиционным для кольцевых насадок ВВ аэродинамическим профилем, с зазором между ее внутренней поверхностью и крайней точкой ВВ 21, равным аналогичному зазору крайней точки ВВ 21 с верхней "ложкообразной" поверхностью центроплана 5. Полукольцевая арка 43 соединена своими концами с расположенными в горизонтальной плоскости, проходящей непосредственно над упомянутой выше силовой горизонтальной балкой 41, участками поверхностей бортовых стенок фюзеляжа 1 и упомянутых выше бортовых наплывов 12 центроплана 5. При этом, носовые кромки указанных полукольцевых арок 43 расположены (см. фиг.12) в непосредственной близости от плоскости вращения ВВ 21, несколько носовее ее.

Каждый ВВ 21 ЭП снабжен установленной за ним решеткой управляемых

вертикальных рулей 44 направления, шарнирно закрепленных (см. фиг. 12) своим верхними концами на верхней поверхности упомянутой выше полукольцевой арки 43, расположенной над ВВ 21, а своими нижними концами - на вертикальной стенке 45 поперечного уступа верхней поверхности центроплана, расположенного за плоскостью вращения ВВ 21.

Каждый поплавок 11 ЭП (см. фиг.: 1; 2; 6; 7) выполнен в виде жесткого асимметричного корпуса, снабженного снизу примыкающей к его внешнему борту 46 узкой продольной, плоской, на большей части своей длины, днищевой лыжей 47, расположенной в ОП ЭП и плавно переходящей в носу поплавок 11 в его наклоненный вперед форштевень 48. Днищевая лыжа 47 и форштевень 48 каждого поплавок 11 снабжены специальными оковками 49 из износостойкого антифрикционного материала.

К днищевой лыже 47 каждого поплавок 11 с уступом по высоте примыкает односторонне килеватое, остроскулое, глиссирующее днище 50 с обводом, в поперечном сечении, типа "крыло чайки", и углом килеватости, плавно увеличивающимся от 5° на транце до 35° в поперечном сечении, проходящем через носовую кромку центроплана 5 ЭП. Днище 50 каждого поплавок 11 (см. фиг.: 12; 13) снабжено поперечными днищевыми реданами 51, простирающимися на всю его ширину между упомянутой днищевой лыжей 47 и скулой 52 внутреннего борта 53 поплавок 11 и переходящими на скуле 52 в поперечные бортовые реданы 54 с зареданными полостями, сообщающимися с зареданными полостями соответствующих днищевых реданов 51 поплавок 11.

Линии срывообразующих кромок днищевых 51 и бортовых 54 поперечных реданов, расположенных на внутреннем борту 53 каждого поплавок 11 ЭП, наклонены, в продольном направлении, в сторону кормы ЭП. Поперечные бортовые реданы 54 внутреннего борта 53 каждого поплавок 11 не доходят, по высоте, до уровня СВЛ ЭП (см. фиг.: 12; 15-17). Внешний борт 46 каждого поплавок 11 также снабжен поперечными бортовыми реданами 55. Линии срывообразующих кромок поперечных бортовых реданов 54 внешнего борта 45 каждого поплавок 11 наклонены, в продольном направлении, в сторону носа ЭП. Поперечные бортовые реданы 55 внешнего борта 46 каждого поплавок заканчиваются сверху выше уровня СВЛ ЭП (см. фиг.: 1; 15-17).

Вертикальная стенка каждого днищевых редана 51 поплавок 11 имеет (см. фиг.13) Г-образную форму, в плане, с участком 56, соответствующим полке буквы "Г", примыкающим к внутренней продольной стенке днищевой лыжи 47 поплавок 11 и снабженным упомянутым выше выпускным соплом 31 системы нагнетания сжатого воздуха в подцентропланное пространство ЭП.

Приводы поворота отдельных секций закрылка 9 центроплана 5 составного крыла ЭП снабжены средствами демпфирования ударных нагрузок, вызываемых внешними воздействиями со стороны неровностей подстилающей поверхности. При этом они соединены между собой, по своим торцам, гибкими воздухонепроницаемыми диафрагмами 57 (см. фиг.: 2; 3) обеспечивающими отсутствие зазора между ними, открытого для истечения сжатого воздуха из воздушной подушки, образуемой под центропланом 5 даже при некоторых смещениях их между собой по углу поворота,

Внутренние борта 53 кормовых частей поплавков 11 ЭП в районах расположения крайних бортовых секций закрылка 9 центроплана 5 снабжены (см. фиг.: 2; 4) участками 58 с поверхностью, эквидистантной воображаемой поверхности, ометаемой смежными боковыми торцами соответствующих крайних секций закрылка 9 центроплана 5, а сами смежные боковые торцы бортовых секций закрылка 9 снабжены эластичными уплотнительными профилями 59, обеспечивающими отсутствие зазора между ними и поверхностями внутренних бортов 53 соответствующих поплавков 11 ЭП, открытого

для истечения сжатого воздуха из упомянутой выше воздушной подушки.

Воздухонепроницаемая диафрагма 60, соединяющая соседние секции закрылка 9, принадлежащие разным бортам центроплана 5 его составного крыла, имеет форму и размеры (см. фиг.: 2; 5а; 5б; 5в), обеспечивающие максимально возможное смещение их между собой, когда одна из этих секций повернута в крайнее нижнее положение, а другая - в крайнее верхнее положение (см. фиг.5в).

Внешние борта 46 и свободные носовые участки внутренних бортов 53 поплавков 11 ЭП снабжены привальными брусками 61, защищающими тонкостенную наружную обшивку поплавков 11 от возможных повреждения в процессе швартовки ЭП к причальным сооружениям.

Посадку и высадку пассажиров на причал 62 (см. фиг.: 10; 11 (левый борт)) предусмотрено осуществлять с применением обычной сходни 63, хранящейся на берегу. Для осуществления посадки и высадки пассажиров непосредственно на грунт 64, в случае самостоятельного выхода ЭП на пологий берег (см. фиг. 10; 11 (правый борт)), конструкция его центроплана 5 слева и справа от фюзеляжа 1 снабжена специальными нишами с расположенными в них откидными, снабженными ступеньками объемными секциями 65, соединенными с основной конструкцией центроплана 5 с помощью шарниров 66 с горизонтальной осью вращения. Вместе со ступеньками, выполненными на днищах 67 упомянутых ниш, ступеньки откинутых на фюзеляж объемных секций 65 образуют достаточно удобный трап непосредственно до входной двери 68 в салон ЭП. А откидывающаяся вверх входная дверь 69 в бортовой стенке 35 фюзеляжа 1 обеспечивает удобный вход и выход из салона ЭП для пассажира любого роста.

С точки зрения аэрогидродинамики предлагаемый ЭП работает следующим образом. При старте ЭП с помощью главных двигателей 20 запускаются не только ВВ 21 горизонтальной тяги, но и, с помощью угловых зубчатых передач 24 (см. фиг.: 12; 18; 19), воздушные вентиляторы 22 системы нагнетания сжатого воздуха в его подцентропланное пространство, ограниченное с боков поплавками 11, а со стороны кормы - закрылком 9 центроплана 5. Спереди, преградой для истечения сжатого воздуха из-под центроплана 5 служит напор набегающего потока атмосферного воздуха, величина которого постепенно нарастает по мере увеличения скорости движения ЭП. Под действием образуемой таким образом суммарной аэростатической силы, действующей на нижнюю поверхность центроплана 5 вверх, давление поплавков ЭП на твердую подстилающую поверхность (ледяную или заснеженную) существенно уменьшается, а вместе с ним уменьшается и их сопротивление разгону ЭП.

Если учесть, что аэродинамическая подъемная сила планеров упомянутых выше известных ЭП, включая и прототип предлагаемого ЭП, на начальном этапе их разгона весьма мала, то можно сказать, что для них этим и исчерпываются все возможности снижения величины сопротивления поплавков на данном этапе движения ЭП. В предлагаемом же случае, благодаря "Эффекту Кастера", реализуемому на "ложкообразных" участках верхней поверхности центроплана 5, расположенных непосредственно перед ВВ 21 горизонтальной тяги предлагаемого ЭП, весьма существенная аэродинамическая подъемная сила планера ЭП начинает действовать сразу же после запуска его главных двигателей 20 и приводимых ими воздушных вентиляторов 22 еще при нулевой скорости его движения. Причем, в данном конкретном случае, указанная аэродинамическая подъемная сила дополнительно увеличена за счет создаваемого работающими вентиляторами 22 дополнительного разрежения воздуха, обтекающего верхнюю поверхность центроплана 5,

Сложившись с упомянутой выше аэростатической силой, действующей на нижнюю

поверхность центроплана 5, аэродинамическая подъемная сила планера предлагаемого ЭП обеспечивает более значительное снижение буксировочного сопротивления ЭП на разгонном участке его движения по сравнению с известными ЭП.

При старте ЭП с водной поверхности упомянутая выше суммарная аэростатическая сила, действующая на нижнюю поверхность его центроплана 5 вверх, обеспечивает уменьшение осадки поплавков 11, что также способствует уменьшению их гидродинамического сопротивления при разгоне ЭП. Но это не все. Прежде, чем сжатый воздушными вентиляторами 22 воздух, пройдя через расположенные внутри центроплана 5 и поплавков 11 (см. фиг.: 13; 15-18) ресиверы 29, воздухопроводы 30 и выпускные сопла 31 на вертикальных стенках 56 днищевых поперечных реданов 51 поплавков 11, поступит под центроплан 5 планера ЭП, он попадет в зарезанные каверны днищ 50 и внутренних бортов 53 его глиссирующих поплавков 11 (см. фиг.: 12-14), значительно расширив их. Благодаря этому суммарная площадь смоченной поверхности днищ 50 и внутренних бортов 53 поплавков 11 ЭП существенно уменьшится и пропорционально этому дополнительно уменьшится их сопротивление при разгоне ЭП. Вследствие этого предлагаемый ЭП, на всем протяжении своего разгона при старте с воды будет испытывать существенно меньшее, по сравнению с прототипом, аэрогидродинамическое сопротивление ( $R < R'$ ) (см. фиг.21).

Особенность полета предлагаемого ЭП, как с использованием "экранного эффекта", так и вне его, состоит в том, что в обоих случаях его продольная устойчивость обеспечивается при отсутствии традиционного для большинства современных самолетов и экранолетов хвостового горизонтального оперения. Его функция в предлагаемом ЭП возложена, по аналогии с самолетами аэродинамической схемы "бесхвостка", на законцовки консолей 6 его составного крыла, которые снабжены отрицательной кривизной. Имея отрицательный угол атаки, в отличие от положительного угла атаки основной части консоли 6, расположенные в самой крайней кормовой части планера ЭП законцовки консолей 6 в процессе полета ЭП создают продольный аэродинамический момент относительно его центра масс, противоположный по знаку продольному моменту, создаваемому самим составным крылом ЭП, обеспечивая ему необходимую продольную устойчивость. Возможные нарушения баланса рассматриваемых аэродинамических моментов при переходе от экранного режима полета ЭП к его полету вне экрана могут быть компенсированы путем соответствующего отклонения вверх или вниз элеронов 15 консолей 6 (см. фиг.: 2; 10) составного крыла, выполняющих в этом случае функцию традиционных рулей высоты. Благодаря успешной реализации аэродинамической схемы "бесхвостка" и в режиме полета предлагаемый ЭП будет испытывать существенно меньшее, по сравнению с прототипом, аэродинамическое сопротивление ( $Q < Q'$ ) (см. фиг. 21).

Таким образом, на всех режимах эксплуатации предлагаемый ЭП обладает более высоким, по сравнению с известными ЭП, аэрогидродинамическим качеством, которое достигается за счет использования совокупности следующих конструктивных решений, аэродинамических и гидродинамических эффектов:

- реализация аэродинамической схемы "составное крыло - бесхвостка", обеспечивающее ЭП минимизацию его аэродинамического сопротивления в полете;
- применение центроплана составного крыла с S-образным аэродинамическим профилем, обеспечивающим выгодное, с точки зрения достижения необходимой продольной устойчивости околоскробного полета ЭП, расположение его аэродинамических фокусов;
- размещение ВВ горизонтальной тяги ЭП в кормовой части его центроплана с

образованием перед ними соосных им "ложкообразных" выемок в верхней поверхности центроплана, обеспечивающих успешную реализацию упомянутого выше "Эффекта Кастера" на разгонном режиме движения ЭП;

- отсос воздуха с верхней поверхности центроплана, способствующий повышению аэродинамического качества ЭП;

- подача сжатого воздуха за поперечные реданы на днищах и внутренних бортах поплавков ЭП, обеспечивающая развитие заряданных каверн и снижение, таким образом, гидродинамического сопротивления поплавков ЭП на разгонном режиме движения ЭП;

- подача сжатого воздуха, после истечения его из-под поплавков, в подцентропланное пространство ЭП, дополнительно способствующая снижению его гидродинамического сопротивления на разгонном режиме движения.

#### Использованные источники

1. Патент Великобритании №2120990. Ground Effect Vehicle or Aerofoil Boat. МПК: В60V 1/08, 3/08. Заявл. 20.05.1983. Оpubл. 14.12.1983.

2. Патент России №2099217. Экранолет, его взлетно-посадочное устройство и привод складывания крыла. МПК: В60V 1/08; В64С 39/00, 25/54, 3/56. Заявл. 29.12.1995. Оpubл. 20.12.1997.

3. Патент США №5860620. Ram Wing Vehicle. МПК: В64С 21/04. Заявл. 10.07.1996. Оpubл. 19.01.1999.

4. Патент США №6719079. Ground effect vehicle using a frontal ram air stream and aerodynamic lift. МПК: В60V 1/04. Заявл. 17.09.2002. Оpubл. 13.04.2004.

5. Патент России №2644498. Взлетно-посадочный комплекс экраноплана-амфибии с поддувом. МПК: В60V 1/08; В64С 35/00; В64С 25/52. Заявл. 21.11.2016. Оpubл. 12.02.2018.

6. А.В. Сафронов. Вихри в упряжке. - Нижний-Новгород: Изд-во "Дятловы горы", 2009.

7. Н.И. Белавин. Экранопланы. - Л.: Судостроение, 1977.

8. Патент ФРГ №4405152. Bodeneffektfahrzeug. МПК: В60V 1/08. Заявл. 18.02.1994. Оpubл. 02.03.2000.

9. Патент России №2254251. Взлетно-посадочный комплекс устройств обеспечения взлета и посадки экраноплана. МПК: В60V 1/08. Заявл. 22.07.2002. Оpubл. 20.06.2005.

10. Патент России №2337022. Экраноплан и его взлетно-посадочный комплекс. МПК: В60V 1/08. Заявл. 22.11.2005. Оpubл. 27.10.2008. (Прототип).

11. Авт.св. СССР №639211. Судно на воздушной подушке. МПК: В60V 1/08; В60V 3/06. Заявл. 06.01.1977.

12. Патент России №2067054. Устройство для создания воздушной подушки. МПК: В60V 1/16. Заявл. 07.04.1993. Оpubл. 27.09.1996.

13. Патент России №2174925. Судно на воздушной подушке. МПК: В60V 3/06, 1/04. Заявл. 09.01.2001. Оpubл. 20.10.2001.

14. Патент Великобритании №1347352. Ground Effect Machine. МПК: В60V 1/02. Заявл. 26.03.1971. Оpubл. 20.02.1974.

15. Патент ФРГ №2553226. МПК: В60V 1/08. Stauraumbegrenzung fur Stauflugel-fahrzeuge. Заявл. 27.11.1975. Оpubл. 02.06.1977.

16. Патент России №2240957. Способ увеличения подъемной силы крыла. МПК: В64С 21/06; В64D 33/02/Заявл. 08.01.2002. Оpubл. 27.11.2004.

17. Патент России №2714040. Быстроходное судно на воздушной каверне. МПК: В63В 1/38, 1/34; В63Н 11/08, 11/103, 5/00. Заявл. 20.06.2019. Оpubл. 11.02.2020.

18. История конструкций самолетов в СССР 1951-1965 гг./ Е.В. Арсеньев, Л.П. Берне, Д.А. Боев и др.; Редакторы - составители: Ю.В. Засыпкин, К.Ю. Косминков. -М.: Машиностроение, 2000.

19. Н. Погорелов. Ненужный самолет.- Журнал "Авиация и время", №5, 2005.

20. Патент России №2658545. Экраноплан - носитель транспортных средств. МПК: B60V 1/08; B64D 3/00; B64C 39/02. Заявл. 24.10.2017. Оpubл. 21.06.2018.

21. Питер Бауэре. Летательные аппараты нетрадиционных схем - М.: Мир, 1991.

22. Д.А. Соболев. Самолеты особых схем. - М.: Машиностроение, 1985.

23. Патент США №2437684. Aircraft having high-lift wing channels. МПК: B64C 29/0025. Заявл. 31.08.1940. Оpubл. 16.03.1948.

24. Патент США №2510959. Airplane with high lift channeled wings. МПК: B64C 39/066. Заявл. 16.04.1942. Оpubл. 13.06.1967.

25. А. Заболотский, А. Сальников. Самолет-амфибия XXI века. - Журнал "Авиация и время", Спецвыпуск, 2003.

26. Патент США №2994493. Channeled fan aircraft. МПК: B64C 39/066. Заявл. 23.10.1957. Оpubл. 01.08.1961.

27. Патент РФ №2095285. Легкий самолет. МПК: B64C 31/00. Заявл. 05.05.1993. Оpubл. 10.11.1997.

28. <http://www.spiral-duct-estol-concept.html>

29. Е.В. Блин. Четвертый способ. - Журнал "Авиация общего назначения", №5, 2010.

30. Gennadiy Pavlov, Liang Yun, Alan Bliault, Shu-Long He. Air Lubricated and Air Cavity Ships. - New York: Springer Science + Business Media, LLC, part of Springer Nature, 2020.

31. В.Н. Архангельский, С.И. Коновалов. Расчетное исследование влияния параметров профиля на его аэродинамические характеристики вблизи экрана. - Труды ЦАГИ, 1985, вып.2304, М., ЦАГИ, 1985.

32. В.М. Гадецкий. Влияние формы профиля на аэродинамические характеристики крыла вблизи экрана. - Труды ЦАГИ, 1985, вып. 2304, М., ЦАГИ, 1985.

33. Р.Д. Иродов. Критерии продольной устойчивости экраноплана. - Ученые записки ЦАГИ, 1970, том 1, №4. ЦАГИ, 1970.

#### (57) Формула изобретения

1. Экраноплан - "бесхвостка", выполненный по аэродинамической схеме "составное крыло" и "катамаранной" гидродинамической схеме, содержащий: фюзеляж, плавно сужающийся в корме с переходом в киль с форкилем; составное крыло, состоящее из центроплана и консолей; пристыкованные к центроплану вдоль его концевых нервюр два водоизмещающих поплавка; двигательный-двигательный комплекс, состоящий из двух расположенных по обеим сторонам фюзеляжа внутри носовой части центроплана главных двигателей, приводящих каждый расположенный над кормовой частью центроплана соответствующий толкающий воздушный винт горизонтальной тяги, смонтированный в кольцевой насадке; а также средства создания под центропланом статической воздушной подушки; причем фюзеляж экраноплана частично утоплен в центроплан, а обвод его верхней поверхности, в продольном сечении, выполнен близким по характеру к обводу верхней поверхности центроплана; сам центроплан составного крыла выполнен в виде крыла малого удлинения с S-образным аэродинамическим профилем, с относительно большой длиной средней аэродинамической хорды профиля, с отрицательным углом поперечного V и углом обратной стреловидности по задней кромке, снабженной закрылком, а также с выступающими вверх над его верхней поверхностью бортовыми наплывами, расположенными вдоль его концевых нервюр

в корму от горба его S-образного профиля; консоли составного крыла выполнены в  
 форме крыльев относительно большого удлинения с положительной стреловидностью  
 и положительным углом поперечного V, под которым они пристыкованы к верхним  
 частям кормовых участков бортовых наплывов центроплана на высоте над основной  
 5 плоскостью экраноплана, проходящей через основные линии его поплавков, равной  
 не менее 0,6 длины средней аэродинамической хорды консоли, и снабжены закрылками  
 и элевонами; узлы крепления консолей к верхним частям бортовых наплывов  
 центроплана снабжены шарнирами и соответствующими приводами, обеспечивающими  
 10 возможность их поворота в поперечном направлении до их, как минимум, вертикального  
 положения и их фиксации в этом положении; каждый поплавок экраноплана выполнен  
 в виде жесткого асимметричного корпуса, снабженного снизу примыкающей к одному  
 из его бортов узкой продольной плоской на большей части своей длины днищевой  
 лыжей, расположенной в основной плоскости экраноплана и плавно переходящей в  
 15 носу поплавок в его наклоненный вперед форштевень, а также примыкающим к  
 упомянутой днищевой лыже, с уступом по высоте, односторонне килеватым  
 остроскулым глиссирующим днищем с обводом в поперечном сечении типа "крыло  
 чайки", снабженным поперечными днищевыми реданами, простирающимися на всю  
 ширину днища между упомянутыми выше лыжей и скулой и переходящими на скуле в  
 20 поперечные бортовые реданы с зареданными полостями, сообщающимися с  
 зареданными полостями соответствующих днищевых реданов, отличающийся тем, что  
 днищевая поверхность выступающей вперед за носовую кромку центроплана носовой  
 части его фюзеляжа выполнена килеватой остроскулой с отрицательным углом  
 килеватости, равным примерно углу килеватости носовой кромки центроплана, и  
 плавным переходом ее килевой линии в линию сечения диаметральной плоскостью  
 25 экраноплана нижней поверхности аэродинамического профиля центроплана, а линий  
 ее бортовых скул - в линии продольных сечений нижней поверхности центроплана  
 плоскостями соответствующих бортовых стенок фюзеляжа; верхний продольный контур  
 бортовых наплывов центроплана очерчен кривыми линиями с плавно увеличивающейся  
 высотой над основной плоскостью экраноплана по мере движения в корму от горба  
 30 S-образных профилей соответствующих батоксов центроплана; верхние поверхности  
 центроплана составного крыла в районах, расположенных в корму от "горба" его S-  
 образного аэродинамического профиля, в промежутках между упомянутыми выше  
 бортовыми наплывами центроплана и соответствующими бортовыми стенками  
 фюзеляжа, имеют, каждая, вогнутую в поперечном сечении, плавную "ложкообразную",  
 35 близкую к конической форму с постепенно увеличивающейся по мере приближения к  
 хвостовой кромке центроплана расположенной перед носовой кромкой его закрылка  
 шириной и глубиной, достигающей в плоскости вращения установленного в этом месте  
 соответствующего воздушного винта величины, равной примерно его радиусу, причем  
 поперечная кривизна упомянутой "ложкообразной" поверхности в плоскости вращения  
 40 воздушного винта определяется дугой окружности с центром на оси вращения  
 воздушного винта и радиусом, превышающим радиус воздушного винта на минимально  
 допустимую по технологическим соображениям величину зазора между крайней точкой  
 воздушного винта и верхней поверхностью центроплана, выполняющей функцию  
 кольцевой насадки для нижней половины диска воздушного винта, а продольная  
 45 кривизна в самом глубоком сечении "ложкообразной" поверхности центроплана  
 продольной вертикальной плоскостью, параллельной диаметральной плоскости  
 экраноплана, проходящей через ось вращения соответствующего воздушного винта,  
 определяется теоретическим обводом S-образного аэродинамического профиля



центроплана в этом продольном сечении; снабженные аэродинамическими обтекателями шарниры креплений консолей составного крыла к верхним частям соответствующих бортовых наплывов центроплана соединены в поперечном направлении между собой и с поперечной переборкой или рамным шпангоутом фюзеляжа проходящей через него  
 5 силовой горизонтальной балкой, на которой смонтированы втулки воздушных винтов экраноплана; функцию кольцевой насадки для верхней половины диска каждого воздушного винта выполняет полукольцевая арка с традиционным для кольцевых насадок воздушных винтов аэродинамическим профилем, с зазором между ее внутренней поверхностью и крайней точкой воздушного винта, равным аналогичному зазору  
 10 крайней точки воздушного винта с верхней ложкообразной поверхностью центроплана, причем упомянутая полукольцевая арка соединена своими концами с расположенными выше силовой горизонтальной балки участками поверхностей бортовой стенки фюзеляжа и соответствующего бортового наплыва центроплана, а ее носовая кромка расположена в непосредственной близости от плоскости вращения воздушного винта,  
 15 несколько носовее нее; каждый воздушный винт экраноплана снабжен установленной за ним решеткой управляемых вертикальных рулей направления, шарнирно закрепленных своими верхними концами на верхней поверхности соответствующей полукольцевой арки, а своими нижними концами - на вертикальной стенке поперечного уступа верхней поверхности центроплана, расположенной за плоскостью вращения  
 20 соответствующего воздушного винта; консоли составного крыла снабжены на своих концах вертикальными киями; кормовые концы средней аэродинамической хорды (САХ) консолей центроплана находятся, по длине планера ЭП, позади кормового конца САХ самого центроплана или совпадают с ним; поплавки экраноплана пристыкованы к центроплану с его нижней стороны; упомянутая выше узкая продольная  
 25 днищевая лыжа каждого поплавка примыкает к внешнему, то есть к дальнему от диаметральной плоскости экраноплана, борту поплавка, а поперечные днищевые реданы переходят в поперечные бортовые реданы каждого поплавка на его внутренней, то есть ближней к диаметральной плоскости экраноплана, днищевой скуле и не доходят, по высоте до стояночной ватерлинии экраноплана; внешний борт каждого поплавка  
 30 также снабжен поперечными бортовыми реданами, заканчивающимися вверху выше уровня стояночной ватерлинии экраноплана; система нагнетания сжатого воздуха в подцентропланное пространство экраноплана включает как минимум два установленных побортно внутри его центроплана воздушных вентилятора с приводами, каждого, от соответствующего главного двигателя, с воздухозаборниками,  
 35 расположенными на торцовых нервюрах центроплана или на соответствующих бортовых участках верхней поверхности центроплана экраноплана, расположенных непосредственно за горбом его S-образного аэродинамического профиля, а также размещенные внутри центроплана и поплавков экраноплана ресиверы и воздухопроводы, заканчивающиеся выпускными соплами, расположенными на вертикальных стенках  
 40 поперечных днищевых реданов поплавков, причем воздухозаборники системы нагнетания сжатого воздуха в подцентропланное пространство экраноплана снабжены жалюзи, перекрывающими их при неработающих воздушных вентиляторах.

2. Экраноплан по п. 1, отличающийся тем, что форма S-образного аэродинамического профиля центроплана его составного крыла характеризуется следующими  
 45 геометрическими параметрами: относительной толщиной профиля, равной 9 - 15%; относительным отстоянием максимальной толщины профиля от его носка, равным 0,20 - 0,25; первой относительной вогнутостью профиля, равной 4 - 7% и относительным отстоянием ее максимальной стрелки от носка профиля, равным 0,20 - 0,30; второй

относительной вогнутостью профиля, равной  $(-0,5) - (-1,5)\%$  и относительным отстоянием ее максимальной стрелки от носка профиля, равным  $0,80 - 0,90$ .

3. Экраноплан по п. 2, отличающийся тем, что центроплан его составного крыла имеет отрицательный угол поперечного V по своей прямолинейной в плане носовой кромке, равный  $(-5) - (-10)^\circ$ , и угол обратной стреловидности по своей кормовой кромке, расположенной в плоскости, параллельной основной плоскости ЭП, равный  $(-35) - (-55)^\circ$ .

4. Экраноплан по п. 3, отличающийся тем, что положительный угол стреловидности по передней кромке горизонтальных проекций консолей его составного крыла равен  $30 - 40^\circ$ , а положительный угол поперечного V, под которым они пристыкованы к верхним частям бортовых наплывов центроплана, равен  $10 - 15^\circ$ .

5. Экраноплан по п. 1, отличающийся тем, что консоли его составного крыла снабжены отрицательной круткой их аэродинамического профиля.

6. Экраноплан по п. 1, отличающийся тем, что линии срывообразующих кромок днищевых и бортовых поперечных реданов, расположенных на внутренней стороне каждого его поплавка, наклонены в продольном направлении в сторону кормы экраноплана, а линии срывообразующих кромок бортовых поперечных реданов, расположенных на внешней стороне каждого его поплавка, наклонены в продольном направлении в сторону носа экраноплана, если их начала считать в точках их притыкания к днищевой лыже и днищевой скуле внутреннего борта поплавка соответственно, причем вертикальная стенка каждого днищевого редана имеет Г-образную форму в плане с участком, соответствующим полке буквы "Г", примыкающим к внутренней вертикальной продольной стенке днищевой лыжи поплавка и снабженным упомянутым выше выпускным соплом системы нагнетания сжатого воздуха в подцентропланное пространство экраноплана, ось которого параллельна срывообразующей кромке соответствующего днищевого редана поплавка.

7. Экраноплан по п. 1, отличающийся тем, что приводы поворота отдельных секций закрывка центроплана его составного крыла снабжены средствами демпфирования ударных нагрузок, вызываемых внешними воздействиями со стороны неровностей подстилающей поверхности.

8. Экраноплан по п. 7, отличающийся тем, что отдельные секции закрывка центроплана его составного крыла соединены между собой по своим торцам гибкими воздухонепроницаемыми диафрагмами, обеспечивающими отсутствие зазора между ними, открытого для истечения сжатого воздуха из воздушной подушки, образуемой под центропланом даже при некоторых смещениях их между собой по углу поворота, вызванным внешними воздействиями на них в процессе движения экраноплана со стороны неровностей подстилающей поверхности, а внутренние борта кормовых частей его поплавков в районах расположения крайних бортовых секций закрывка центроплана снабжены участками с поверхностью, эквидистантной воображаемой поверхности, ометаемой смежными боковыми торцами соответствующих крайних секций закрывка центроплана, а сами смежные боковые торцы бортовых секций закрывка снабжены эластичными уплотнительными профилями, обеспечивающими отсутствие зазора между ними и поверхностями внутренних бортов соответствующих поплавков экраноплана, открытого для истечения сжатого воздуха из упомянутой выше воздушной подушки.

9. Экраноплан по п. 1, отличающийся тем, что воздухонепроницаемая диафрагма, соединяющая соседние секции закрывка, принадлежащие разным бортам центроплана его составного крыла, имеет форму и размеры, обеспечивающие максимально возможное смещение их между собой, когда одна из этих секций повернута в крайнее нижнее

положение, а другая - в крайнее верхнее положение.

10. Экраноплан по п. 1, отличающийся тем, что по крайней мере наиболее сложные по форме агрегаты или части конструкции его планера выполнены из полимерного композиционного материала.

5

10

15

20

25

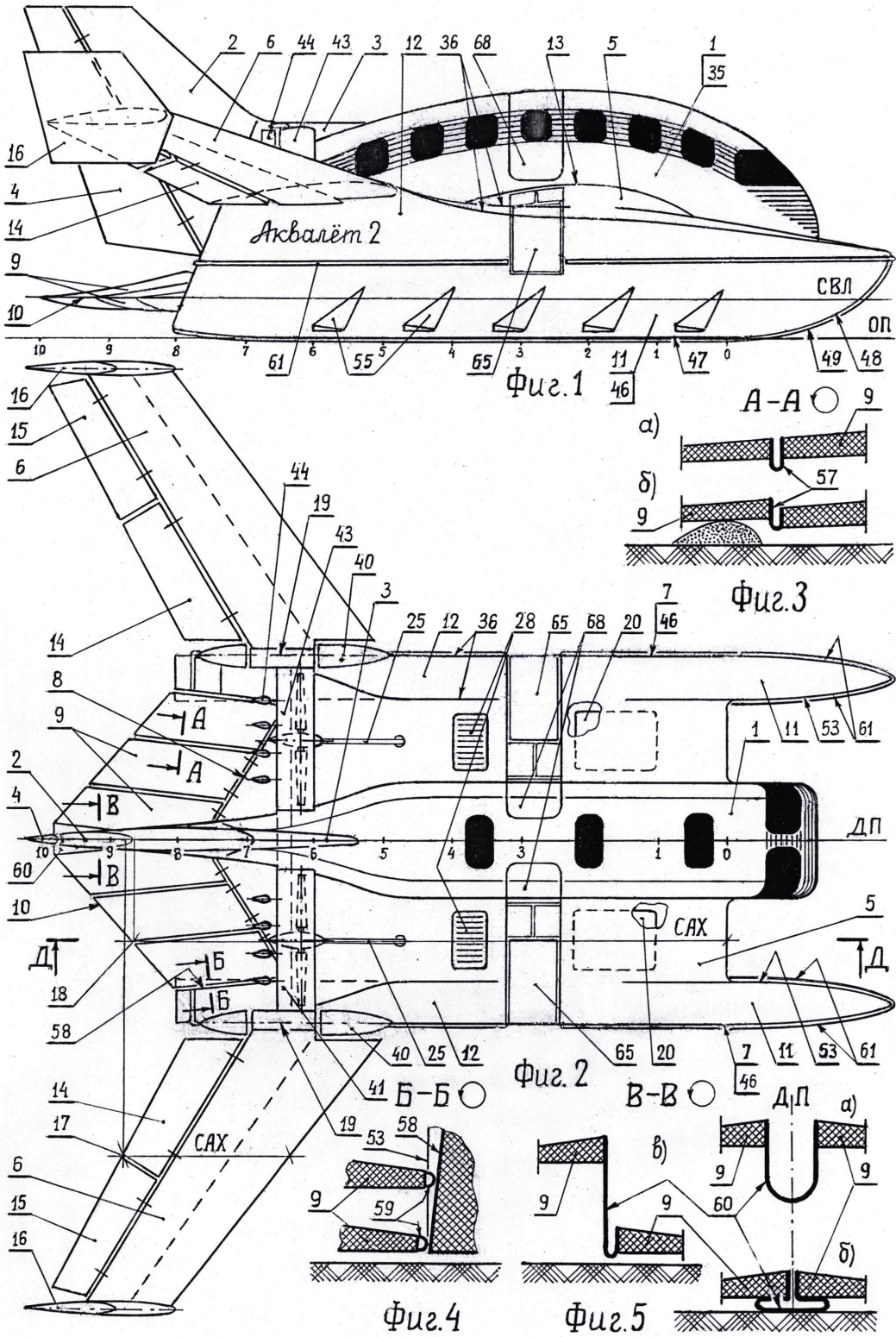
30

35

40

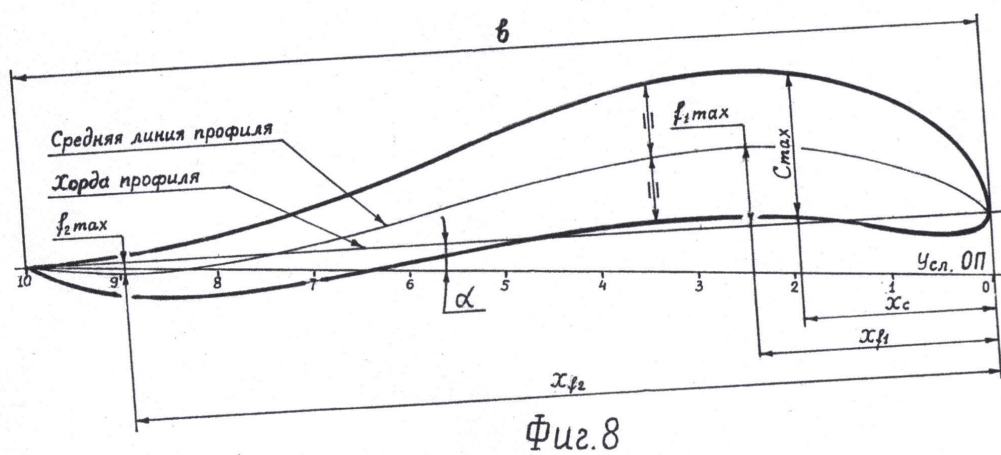
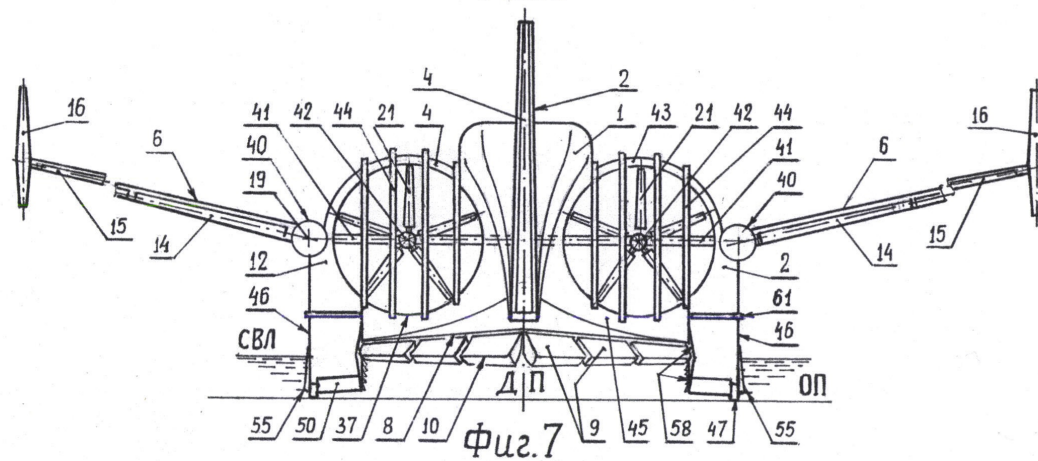
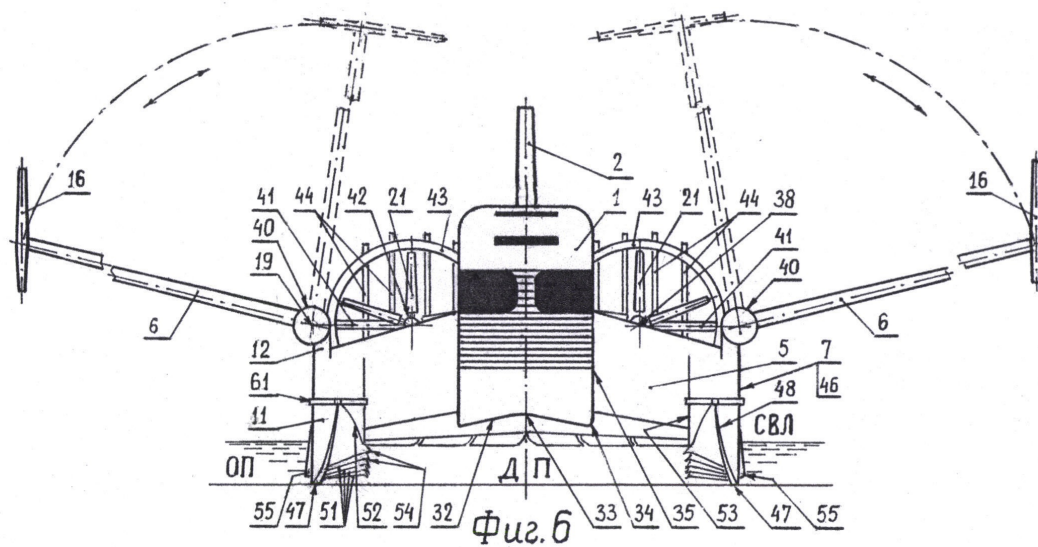
45

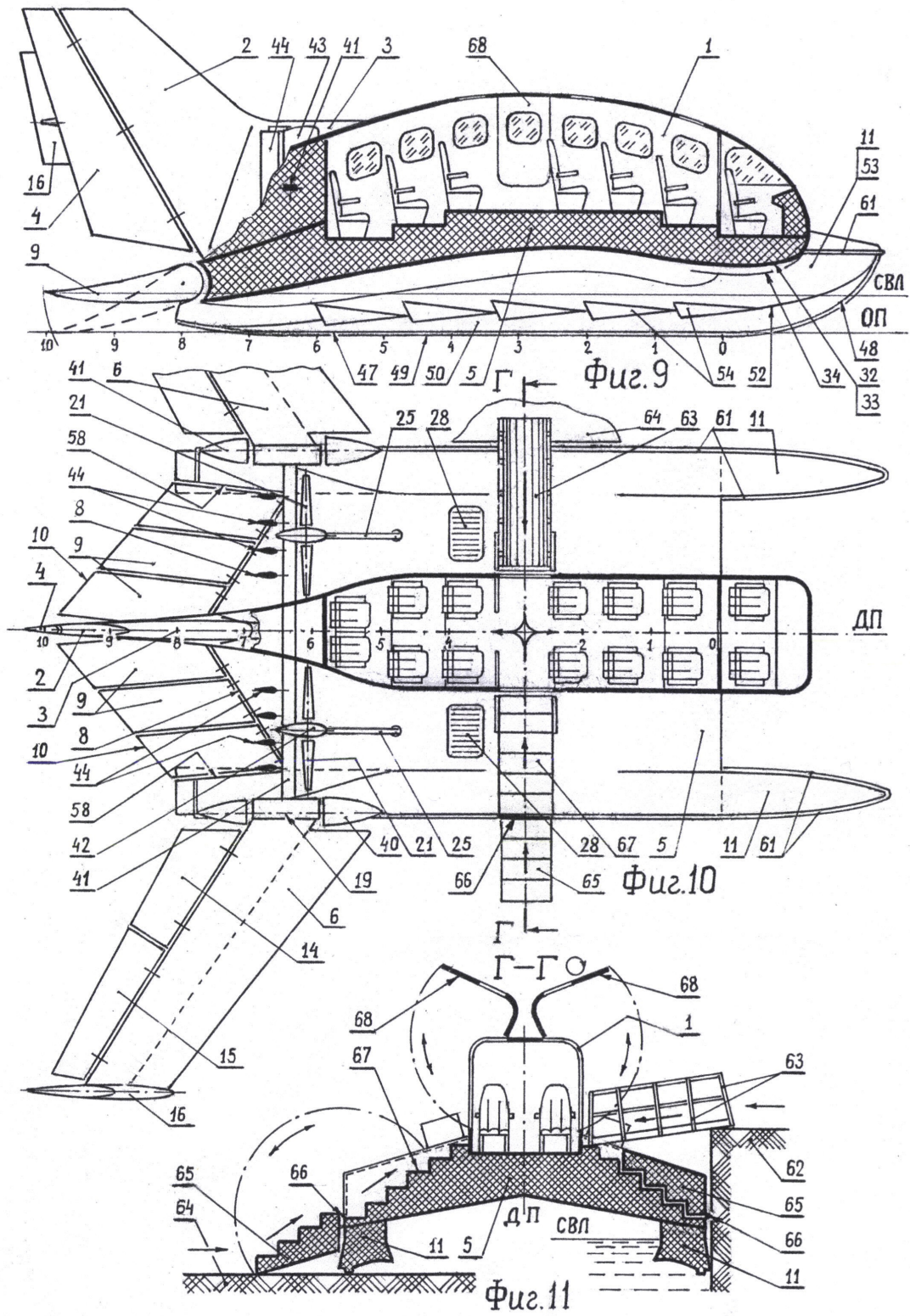
1



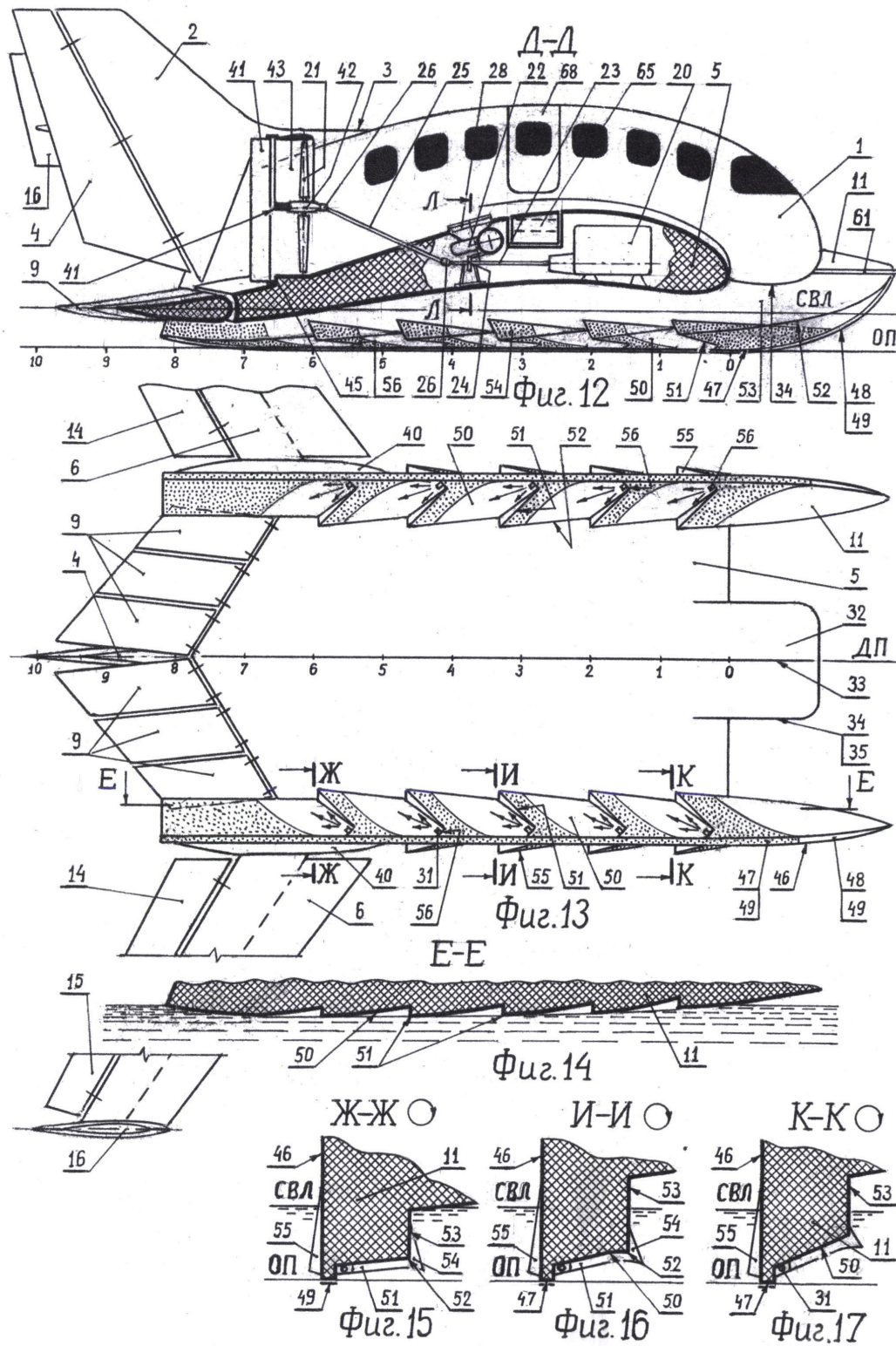
2

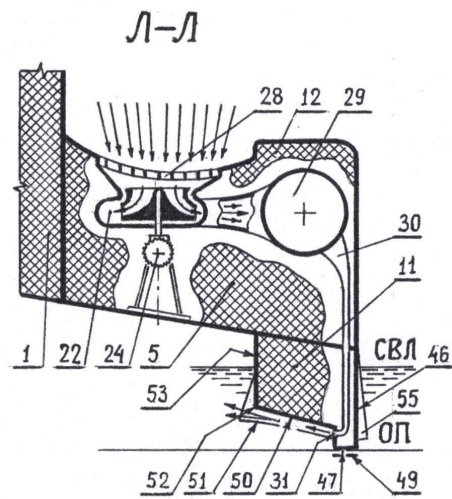




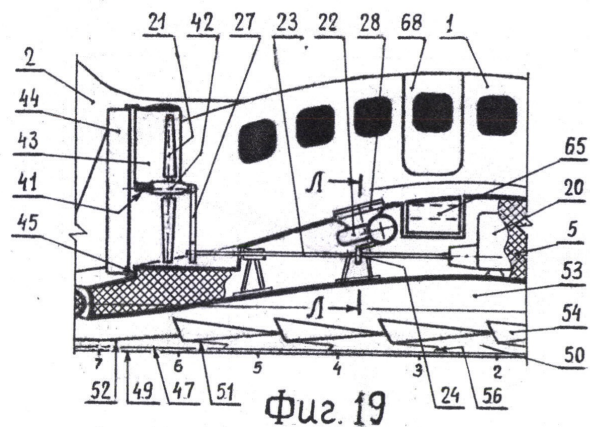








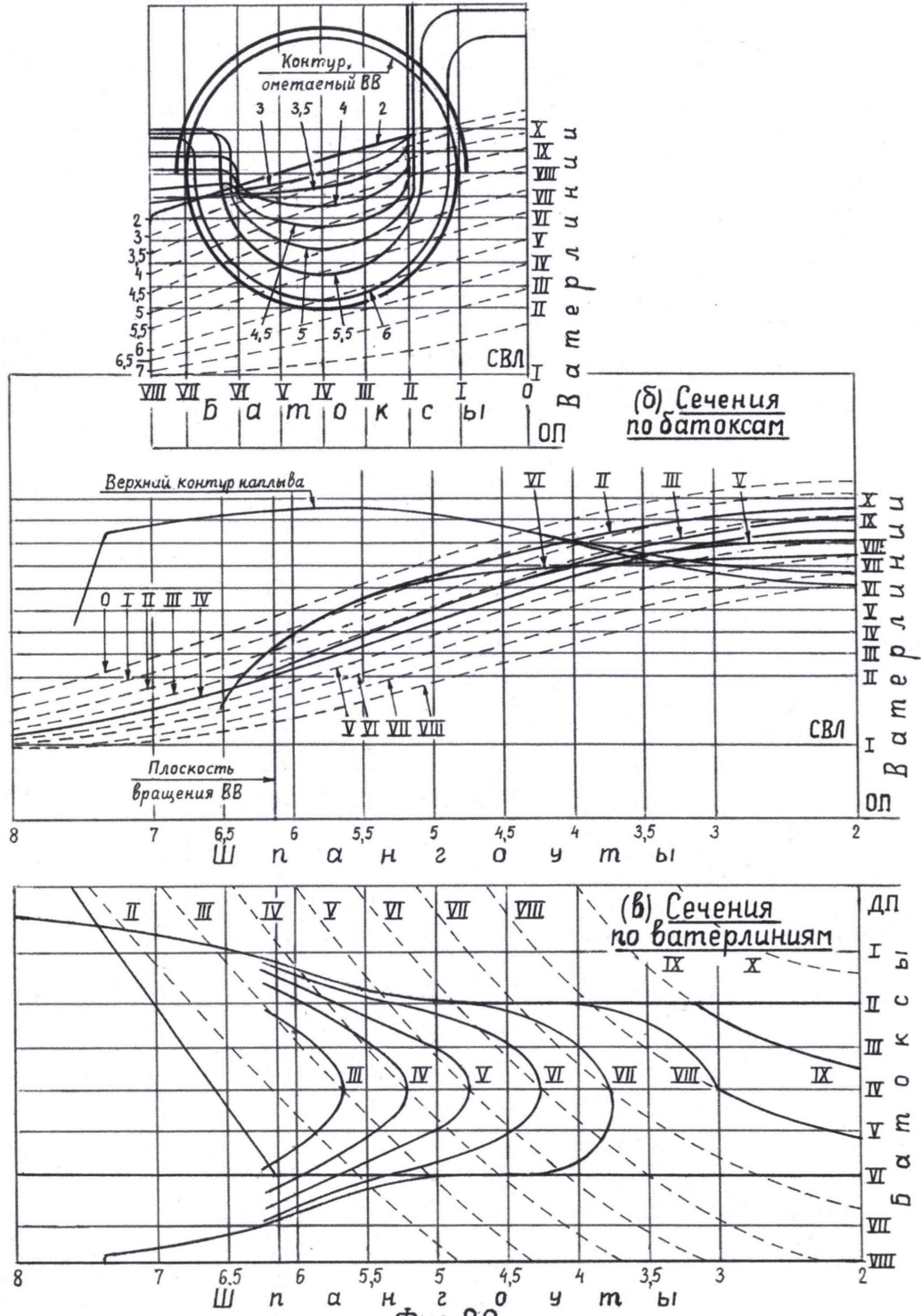
Фиг.18



Фиг.19



а) Сечения по шпангоутам



Фиг. 20

